



**TUGAS AKHIR - TF 141581**

**ANALISA PERFORMANSI MEKANISME  
*PASSIVE VARIABLE PITCH* UNTUK TURBIN  
HIDROKINETIK SUMBU VERTIKAL TIPE  
*DARRIEUS* DENGAN VARIASI GEOMETRI  
*AIRFOIL* BERBASIS Q-BLADE**

**MOHAMMAD NACHRUL IRFAN  
NRP. 2412 100 041**

**Pembimbing  
Dr. Ridho Hantoro, S.T., M.T.**

**DEPARTEMEN TEKNIK FISIKA  
Fakultas Teknologi Industri  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember  
Surabaya  
2017**





FINAL PROJECT - TF 141581

***PERFORMANCE ANALYSIS OF PASSIVE  
VARIABLE PITCH MECHANISM FOR  
HYDROCINETICS TURBINE VERTICAL AXIS  
DYRIEUS TYPE WITH VARIATION OF  
AIRFOIL GEOMETRY BASED Q-BLADE***

MOHAMMAD NACHRUL IRFAN  
NRP. 2412 100 041

Supervisor  
Dr. Ridho Hantoro, S.T., M.T.

ENGINEERING PHYSICS DEPARTMENT  
Faculty of Industrial Technology  
Sepuluh Nopember Institute of Technology  
Surabaya  
2017



## PERNYATAAN BEBAS PLAGIASME

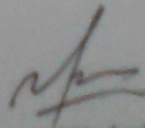
Saya yang bertanda tangan di bawah ini

Nama : Mohammad Nachrul Irfan  
NRP : 2412100041  
Departemen : Teknik Fisika  
Fakultas : Fakultas Teknologi Industri  
Perguruan Tinggi : Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Dengan ini menyatakan bahwa Tugas Akhir dengan judul **"Analisa Performansi Mekanisme Passive Variable Pitch Untuk Turbin Hidrokinetik Sumbu Vertikal Tipe Darrieus Dengan Variasi Geometri Airfoil Berbasis Q-Blade"** adalah benar karya saya sendiri dan bukan plagiat dari karya orang lain. Apabila di kemudian hari terbukti terdapat plagiat pada Tugas Akhir ini, maka saya bersedia menerima sanksi sesuai ketentuan yang berlaku.

Demikian surat pernyataan ini saya buat dengan sebenar-benarnya.

Surabaya, 24 Juli 2017  
Yang membuat pernyataan,



Mohammad Nachrul Irfan  
NRP. 2412100041



**LEMBAR PENGESAHAN I**  
**ANALISA PERFORMANSI MEKANISME *PASSIVE***  
***VARIABLE PITCH* UNTUK TURBIN HIDROKINETIK**  
**SUMBU VERTIKAL TIPE *DARRIEUS* DENGAN VARIASI**  
**GEOMETRI *AIRFOIL* BERBASIS *Q-BLADE***

**TUGAS AKHIR**

**Oleh:**  
**MOHAMMAD NACHRUL IRFAN**  
**NRP 2412 100 041**

**Surabaya, 18 Juli 2017**  
**Mengetahui/Menyetujui**

**Pembimbing,**



**Dr. Ridho Hantoro, S.T., M.T.**  
**NIP. 19761223 200501 1 001**

**Ketua Departemen**  
**Teknik Fisika FTI-ITS**



**Agus Muhammad Hafid, S.T., M.Si., Ph.D**  
**NIP. 19780902 200312 1 002**





**LEMBAR PENGESAHAN II**  
**ANALISA PERFORMANSI MEKANISME *PASSIVE***  
***VARIABLE PITCH* UNTUK TURBIN HIDROKINETIK**  
**SUMBU VERTIKAL TIPE *DARRIEUS* DENGAN VARIASI**  
**GEOMETRI *AIRFOIL* BERBASIS *Q-BLADE***

**TUGAS AKHIR**




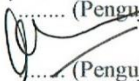
Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat Memperoleh Gelar  
Sarjana Teknik  
pada

Bidang Studi Rekayasa Energi Dan Pengkondisian Lingkungan  
Program Studi S-1 Departemen Teknik Fisika  
Fakultas Teknologi Industri  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Oleh:

**MOHAMMAD NACHRUL IRFAN**  
**NRP 2412 100 041**

Disetujui oleh Tim Penguji Tugas Akhir:

1. Dr. Ridho Hantoro, S.T., M.T.  ..... (Pembimbing I)
2. Ir. Roekmono, M.T.  ..... (Penguji I)
3. Ir. Matradji, M.Sc.  ..... (Penguji II)
4. Gunawan Nugroho, S.T., M.T., Ph.D.  ..... (Penguji III)

**SURABAYA**  
**JULI 2017**



**ANALISA PERFORMANSI MEKANISME *PASSIVE VARIABLE PITCH* UNTUK TURBIN HIDROKINETIK SUMBU VERTIKAL TIPE *DARRIEUS* DENGAN VARIASI GEOMETRI *AIRFOIL* BERBASIS *Q-BLADE***

**Nama Mahasiswa : Mohammad Nachrul Irfan**  
**NRP : 2412 100 041**  
**Departemen : Teknik Fisika FTI – ITS**  
**Dosen Pembimbing : Dr. Ridho Hantoro, S.T., M.T.**

**Abstrak**

Dalam penelitian ini dilakukan simulasi yang bertujuan untuk mencari parameter dari *airfoil* yang memiliki efek aerodinamik terbaik sebelum dipasang pada sebuah turbin. Penggunaan *asymmetric airfoil* dapat meningkatkan maksimum *lift* saat *airfoil* terpasang pada rotor turbin. Hal tersebut dibuktikan pada maksimum koefisien *lift* yang dihasilkan dengan mengubah *symmetric airfoil* 0018 menjadi *asymmetric airfoil* 2218 mengalami peningkatan sebesar 15%. Dengan meningkatkan *cambered airfoil* 2% hingga 8%, nilai maksimum koefisien *lift* serta maksimum sudut serang yang mampu dicapai semakin meningkat dari 1,62 dan 17° hingga 2,07 dan 21°. Posisi maksimum *cambered airfoil* terbaik didapatkan pada 60% chord dengan nilai maksimum koefisien *lift* dan maksimum sudut serang yang dapat dicapai sebesar 1,57 dan 18°. Efek *stall* terbaik didapatkan pada ketebalan 26 dengan maksimum sudut serang yang dapat dicapai sebesar 19°. Nilai posisi maksimum *relative thickness* terbaik didapatkan pada 20,5% chord dengan nilai maksimum koefisien *lift* dan sudut serang yang mampu dicapai masing-masing sebesar 2,107 dan 20°. Efisiensi yang dihasilkan dari rotor *asymmetric* hanya sebesar 5% saat menggunakan mekanisme *passive variable pitch*. Sedangkan pada rotor *symmetric* dapat mencapai 23% nilai efisiensi yang bisa dicapai dengan menggunakan mekanisme *passive variable pitch*.

**Kata kunci:** *Airofil*, Koefisien *Lift*, *Stall*, Efisiensi



**PERFORMANCE ANALYSIS OF PASSIVE VARIABLE  
PITCH MECHANISM FOR HYDROCINETICS TURBINE  
VERTICAL AXIS DYRIEUS TYPE WITH VARIATION OF  
AIRFOIL GEOMETRY BASED Q-BLADE**

**Name** : Mohammad Nachrul Irfan  
**NRP** : 2412 100 041  
**Department** : Teknik Fisika FTI – ITS  
**Supervisor** : Dr. Ridho Hantoro, S.T., M.T.

***Abcract***

*In this study a simulation was conducted to find the parameters of the airfoil which has the best aerodynamic effect before being mounted on a turbine. The use of asymmetric airfoil can increase the maximum lift when airfoil is installed on the turbine rotor. This is evidenced in the maximum lift coefficient generated by converting the symmetric airfoil 0018 to asymmetric airfoil 2218 has increased by 15%. By increasing the cambered airfoil by 2% to 8%, the maximum value of the lift coefficient and the maximum angle of attack that can be achieved increases from 1.62 and 17° to 2.07 and 21°. The best cambered airfoil maximum position is obtained at 60% chord with maximum lift coefficient and maximum attainable angle of 1.57 and 18°. The best stall effect is obtained at a thickness of 26 with a maximum of 19° attainable angle of attack. The best value of the best relative thickness position is obtained at 20.5% chord with the maximum value of lift coefficient and the attack angle that can be achieved respectively for 2,107 and 20°. The efficiency resulting from asymmetric rotor is only 5% when using passive variable pitch mechanism. While the rotor symmetric can achieve 23% efficiency value that can be achieved by using passive variable pitch mechanism.*

***Keyword:*** Airofil, Lift Coefficient, Stall, Efficiencie



## KATA PENGANTAR

Puji syukur penulis panjatkan kehadirat Allah SWT. atas limpahan rahmat dan hidayah-Nya, penulis dapat menyelesaikan Laporan Tugas Akhir yang berjudul **“ANALISA PERFORMANSI MEKANISME *PASSIVE VARIABLE PITCH* UNTUK TURBIN HIDROKINETIK SUMBU VERTIKAL TIPE *DARRIEUS* DENGAN VARIASI GEOMETRI *AIRFOIL* BERBASIS *Q-BLADE*”**. Shalawat serta salam senantiasa tercurahkan kepada Nabi Muhammad SAW.

Dalam hal ini, Penulis telah banyak mendapatkan bantuan dari berbagai pihak dalam menyelesaikan Laporan Tugas Akhir. Untuk itu, penulis mengucapkan terima kasih kepada :

1. Bapak Agus Muhammad Hatta, Ph.D., selaku Ketua Departemen Teknik Fisika FTI-ITS,
2. Bapak Ir. Ya'umar, MT., selaku dosen perwalian yang telah sabar memberikan petunjuk, bimbingan, serta tiada henti mengingatkan untuk segera lulus,
3. Bapak Dr. Ridho Hantoro, S.T., M.T., selaku dosen pembimbing yang senantiasa memberikan motivasi, bimbingan, dan arahan akademis dalam menyelesaikan Tugas Akhir ini,
4. Bapak Dr. Gunawan Nugroho, S.T., M.T., Ph.D., selaku kepala Laboratorium Rekayasa Energi - Pengkondisian Lingkungan serta Tim Dosen KBM Rekayasa Energi dan Pengkondisian Lingkungan Departemen Teknik Fisika FTI-ITS yang telah memberikan dukungan untuk menyelesaikan Tugas Akhir ini,
5. Bapak dan Ibu Dosen Departemen Teknik Fisika FTI-ITS telah mendidik putra-putri yang akan menjadi penerus bangsa,
6. Kedua orang tua, ayah Munif, S.E. dan ibu Imamah serta adik Mohammad Nachrul Ilmi yang senantiasa mendukung baik moril maupun material hingga terselesaikan Tugas Akhir ini.

7. Illa P. yang telah membantu serta senantiasa memberikan semangat dan dorongan selama proses pelaksanaan Tugas Akhir.
8. Semua pihak yang telah membantu dalam penyelesaian Tugas Akhir ini.

Penulis menyadari bahwa penulisan laporan Tugas Akhir ini tidaklah sempurna. Oleh karena itu sangat diharapkan kritik dan saran yang membangun dari semua pihak sehingga mencapai sesuatu yang lebih baik lagi. Penulis juga berharap semoga laporan ini dapat menambah wawasan yang bermanfaat bagi pembacanya.

Surabaya, 18 Juli 2017

Penulis



## DAFTAR ISI

<b>HALAMAN JUDUL.....</b>	<b>i</b>
<b>COVER .....</b>	<b>iii</b>
<b>PERNYATAAN BEBAS PLAGIASME....</b>	<b>Error! Bookmark not defined.</b>
<b>LEMBAR PENGESAHAN I.....</b>	<b>Error! Bookmark not defined.</b>
<b>LEMBAR PENGESAHAN II.....</b>	<b>Error! Bookmark not defined.</b>
<b>Abstrak .....</b>	<b>xi</b>
<b>Abcract .....</b>	<b>xiii</b>
<b>KATA PENGANTAR .....</b>	<b>xv</b>
<b>DAFTAR ISI.....</b>	<b>xvii</b>
<b>DAFTAR GAMBAR .....</b>	<b>xix</b>
<b>DAFTAR TABEL.....</b>	<b>xxiii</b>
<b>DAFTAR NOTASI.....</b>	<b>xxv</b>
<b>BAB I PENDAHULUAN .....</b>	<b>1</b>
1.1 Latar Belakang .....	1
1.2 Rumusan Masalah .....	2
1.3 Batasan Masalah.....	2
1.4 Tujuan Penelitian.....	3
1.5 Sistematika Laporan .....	3
<b>BAB II TINJAUAN PUSTAKA .....</b>	<b>5</b>
2.1 Turbin Hidrokinetik.....	5
2.2 Turbin <i>Darrieus</i> .....	7
2.3 Konsep <i>Lift</i> dan <i>Drag</i> .....	8
2.4 <i>Airfoil</i> .....	11
2.5 <i>NACA Airfoil</i> .....	13
2.6 <i>Q-blade</i> .....	14
<b>BAB III METODOLOGI PENELITIAN.....</b>	<b>17</b>
3.1 Diagram Alir Penelitian.....	17
3.2 Penentuan Parameter Verifikasi .....	18
3.3 Penentuan Geometri <i>Airfoil</i> .....	19
3.4 Simulasi <i>Q-Blade</i> .....	19
3.4.1 <i>Airfoil Design</i> .....	20

3.4.2	<i>Xfoil Direc Analisis</i> .....	20
3.4.3	<i>Polar Eksrapolation</i> .....	22
3.4.4	<i>Rotor Blade Design</i> .....	23
3.4.5	<i>Rotor DMS Simulation</i> .....	24
<b>BAB IV ANALISA DATA DAN PEMBAHASAN .....</b>		<b>27</b>
4.1	Verifikasi Hasil Simulasi <i>Q-Blade</i> .....	27
4.2	Pengaruh Penggunaan <i>Symmetric</i> Dan <i>Asymmetric</i> <i>Airfoil</i> .....	29
4.2.1	Perubahan Nilai Maksimum <i>Cambered Airfoil</i> .....	29
4.2.2	Perubahan Nilai Posisi Maksimum <i>Cambered</i> <i>Airfoil</i> .....	32
4.3	Pengaruh Perubahan Parameter <i>Thickness Airfoil</i> .....	34
4.3.1	Perubahan Nilai Maksimum <i>Relative Thickness</i> <i>Airfoil</i> .....	34
4.3.2	Perubahan Nilai Posisi Maksimum <i>Relative</i> <i>Thickness Airfoil</i> .....	37
4.4	Pembahasan .....	39
<b>BAB V PENUTUP .....</b>		<b>47</b>
5.1	Simpulan .....	47
5.2	Saran .....	48
<b>DAFTAR PUSTAKA .....</b>		<b>49</b>
<b>LAMPIRAN .....</b>		<b>53</b>
<b>BIODATA PENULIS .....</b>		<b>59</b>

## DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1	Klasifikasi Turbin Hidrokinetik	5
Gambar 2.2	Turbin Hidrokinetik Jenis HAT	6
Gambar 2.3	Turbin Hidrokinetik Jenis VAT	7
Gambar 2.4	Model (a) <i>Curved Bladed</i> Dan (b) <i>Straight Bladed</i>	8
Gambar 2.5	Gaya-gaya Dari Fluida Di Sekeliling Sebuah Benda Dua Dimensi (a) Gaya Tekanan (b) Gaya Viskos (c) Gaya Resultan	9
Gambar 2.6	Gaya Tekanan Dan Tegangan Geser Pada Sebuah Elemen Kecil Dari Permukaan Benda	9
Gambar 2.7	Gaya <i>Lift</i> Dan Gaya <i>Drag</i> Pada Turbin Hidrokinetik Jenis VAT	11
Gambar 2.8	Profil <i>Airfoil</i>	12
Gambar 2.9	<i>Symmetric</i> Dan <i>Asymmetric Airfoil</i>	13
Gambar 2.10	Profil Foil NACA 0012, NACA 0015, Dan NACA 0018	14
Gambar 2.11	<i>Interface Q-Blade</i>	15
Gambar 3.1	Diagram Alir Penelitian Tugas Akhir	17
Gambar 3.2	Bentuk Geometri <i>Airfoil</i> Dengan Modul <i>Airfoil Design Software Q-Blade</i>	20
Gambar 3.3	<i>Interface</i> Parameter Analisa <i>Airfoil</i>	21
Gambar 3.4	Salah Satu Contoh Hasil Simulasi <i>Airfoil</i> Pada <i>Xfoil Direct Analysis</i>	22
Gambar 3.5	Salah Satu Contoh Hasil Ekstrapolasi <i>Airfoil</i> Pada <i>Polar Ekstrapolation</i>	23
Gambar 3.6	Modul Rotor <i>Blade Design</i>	24
Gambar 3.7	Hasil Simulasi Rotor <i>Blade Design</i>	24

Gambar 3.8	Hasil Simulasi <i>Rotor DMS Simulation</i>	25
Gambar 3.9	<i>Setting DMS Parameters</i>	26
Gambar 4.1	Profil <i>Airfoil</i> NACA 0018	27
Gambar 4.2	Profil <i>Airfoil</i> Dengan Perbedaan Nilai Maksimum <i>Cambered</i>	30
Gambar 4.3	Pola Koefisien <i>Lift</i> Terhadap <i>Angel of Attack</i> Untuk Perubahan Nilai Maksimum <i>Cambered Airfoil</i>	31
Gambar 4.4	Profil <i>Airfoil</i> Dengan Perbedaan Nilai Posisi Maksimum <i>Cambered</i>	33
Gambar 4.5	Pola Koefisien <i>Lift</i> Terhadap <i>Angel of Attack</i> Untuk Perubahan Nilai Posisi Maksimum <i>Cambered Airfoil</i>	34
Gambar 4.6	Profil <i>Airfoil</i> Dengan Perbedaan Nilai Maksimum <i>Relative Thickness</i>	35
Gambar 4.7	Pola Koefisien <i>Lift</i> Terhadap <i>Angel of Attack</i> Untuk Perubahan Nilai Maksimum <i>Relative Thickness Airfoil</i>	36
Gambar 4.8	Profil <i>Airfoil</i> Dengan Perbedaan Posisi Maksimum <i>Relativet Hickness</i>	37
Gambar 4.9	Pola Koefisien <i>Lift</i> Terhadap <i>Angel of Attack</i> Untuk Perubahan Nilai Posisi Maksimum <i>Relative Thickness Airfoil</i>	38
Gambar 4.10	Perbandingan Maksimum Koefisien <i>Lift</i> Yang Dihasilkan Dengan Variasi Nilai <i>Cambered Airfoil</i>	40
Gambar 4.11	Perbandingan Maksimum Koefisien <i>Lift</i> Yang Dihasilkan Dengan Variasi Nilai Posisi Maksimum <i>Cambered Airfoil</i>	40
Gambar 4.12	Perbandingan Maksimum Koefisien <i>Lift</i> Yang Dihasilkan Dengan Variasi Nilai Maksimum <i>Relative Thickness Airfoil</i>	41

Gambar 4.13	Perbandingan Maksimum Koefisien <i>Lift</i> yang Dihasilkan dengan Variasi Posisi Maksimum <i>Relative Thickness Airfoil</i>	42
Gambar 4.14	<i>Symmetric Airfoil</i> 0018 Dan <i>Asymmetric Airfoil</i> 8626 Yang Akan Dipasang Pada <i>Blade</i> Turbin.	43
Gambar 4.15	Rotor <i>Blade</i> Turbin : (a) <i>Blade</i> Menggunakan <i>Symmetric Airfoil</i> 0018 Dan (b) <i>Blade</i> Menggunakan <i>Asymmetric Airfoil</i> 8626	43
Gambar 4.16	Kurva Power Rotor Baru Dan Rotor <i>Symmetric Airfoil</i> Terhadap Kecepatan Aliran	45



## DAFTAR TABEL

Tabel 4.1	Verifikasi Hasil Simulasi Pada <i>Reynold Number</i> $10^6$	28
Tabel 4.2	Pengaturan Pola Aliran	29
Tabel 4.3	Parameter <i>Airfoil</i> Untuk Perubahan Nilai Maksimum <i>Cambered</i>	30
Tabel 4.4	Parameter <i>Airfoil</i> Untuk Perubahan Nilai Posisi Maksimum <i>Cambered</i>	32
Tabel 4.5	Parameter <i>Airfoil</i> Untuk Perubahan Nilai Maksimum Relatif <i>Thickness</i>	35
Tabel 4.6	Parameter <i>Airfoil</i> Untuk Perubahan Posisi Maksimum Relatif <i>Thickness</i>	37
Tabel 4.7	Pengaturan Sudut Pitch Pada Sudut Azimuth Tertentu	44





## DAFTAR NOTASI

$P$	<i>Dynamic Pressure</i> (N/m)
$\tau_w$	<i>Shear Stress</i> (N/m)
$\alpha$	Sudut Serang, <i>Angle Of Attack</i> ( $^{\circ}$ )
$\rho$	Densitas ( $\text{kg/m}^3$ )
TSR	<i>Tip Speed Ratio</i>
$\eta$	Efisiensi Turbin (%)
$c$	<i>Chord Airfoil</i> (cm)
$d$	Diameter Rotor (m)
$C_p$	Koefisien Daya
$D$	<i>Drag</i> , Gaya Seret (N)
$C_d$	Koefisien Gaya Seret
$L$	<i>Lift</i> , Gaya Angkat (N)
$C_l$	Koefisien Gaya Angkat
$t/c$	Nilai Maksimum <i>Relative Thickness</i>
$x_t/c$	Posisi Dari Maksimum <i>Relative Thickness</i> <i>Airfoil</i>



# BAB I

## PENDAHULUAN

### 1.1 Latar Belakang

Sebagian besar wilayah Indonesia didominasi oleh perairan yang sangat luas. Banyak potensi energi terbarukan di perairan Indonesia yang dapat dimanfaatkan sebagai sumber energi listrik, salah satunya adalah arus laut. Oleh karena itu, diperlukan peningkatan pemanfaatan sumber energi terbarukan dalam pemenuhan kebutuhan listrik di Indonesia. Energi kinetik yang dimiliki arus laut dapat dimanfaatkan sebagai tenaga penggerak untuk pembangkit listrik. Kecepatan arus laut di perairan Indonesia umumnya kurang dari 1,5 m/s. Namun di beberapa selat kecepatan arus dapat mencapai 2,5 – 3,4 m/s seperti di selat Bali, Lombok dan Nusa Tenggara Timur (Lubis dan Yuningsih, 2011).

*Hydrokinetic turbine* merupakan solusi yang dapat digunakan untuk mengekstrak energi arus laut menjadi energi listrik. Jenis turbin hidrokinetik merupakan adopsi dari *wind turbine* yaitu horizontal aksis dan vertikal aksis. Turbin jenis sumbu vertikal lebih cocok digunakan di perairan Indonesia yang memiliki kecepatan arus rendah. Salah satu jenis turbin sumbu vertikal yang dikembangkan untuk pembangkit listrik adalah tipe *Darrieus*. Turbin tipe ini memiliki efisiensi yang besar dibandingkan jenis turbin sumbu vertikal yang lain (Bhutta, et al., 2012).

Desain turbin merupakan aspek penting yang mempengaruhi performansi untuk mengekstrak energi arus laut. Dalam desain turbin yang paling berpengaruh besar untuk mengekstraksi energi arus laut adalah *blade* atau sudu. Sudu berasal dari *airfoil* yang telah diekspansi ukurannya dalam bentuk tiga dimensi sehingga memiliki panjang (*span*). Dalam menunjang pembuatan desain tersebut untuk menghasilkan daya listrik yang optimal diperlukan perancangan awal atau simulasi. Simulasi dilakukan untuk mempermudah dalam memprediksi besarnya performansi dan biaya yang dibutuhkan. Pemodelan geometri *airfoil* pada *blade*

turbin dimaksudkan untuk memperoleh daya yang diinginkan serta harus sesuai dengan kondisi nyata.

Penelitian yang telah berkembang hingga saat ini sampai pada penelitian dan simulasi dengan menggunakan NACA 0015 dan NACA 4415 pada turbin arus sungai vertikal aksis *straight-blade* tipe *Darrieus* untuk menganalisa pengaruh penggunaan jenis *airfoil* terhadap karakteristik aliran sungai (Setiaji, 2011). Telah dilakukan juga *Effects Of Relative Thickness On Aerodynamic Characteristics Of Airfoil At A Low Reynolds Number* (Dongli, 2015). Dalam penelitian tersebut dijelaskan bahwa pada sudut serang besar, rasio *lift-drag* dari *thicker airfoil* lebih baik dari pada *thinner airfoil*. Peningkatan nilai maximum *relative thickness* menyebabkan semakin tinggi maximum *lift*, semakin besar *drag force*, semakin kecil *pitching moment*, semakin rendah maximum *lift-drag ratio*, serta karakteristik *stall* lebih lambat untuk sudut serang kecil. Selanjutnya pada tugas akhir ini, peneliti berusaha untuk mempelajari dan menganalisa pengaruh penggunaan beberapa jenis *asymmetric airfoil* untuk mendapatkan nilai performansi yang lebih tinggi. *Tools* yang digunakan peneliti dalam hal ini adalah *open source software Q-Blade*.

## 1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang yang telah disampaikan maka permasalahan pada tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

- Bagaimana pengaruh perubahan jenis *asymmetric airfoil* pada turbin sumbu vertikal arus sungai tipe *straight-blade Darrieus* menggunakan *software Q-Blade*
- Bagaimana pengaruh perubahan karakteristik *aerodynamics airfoil* pada turbin hidrokinetik sumbu vertikal tipe *Darrieus* menggunakan *software Q-Blade*

## 1.3 Batasan Masalah

Adapun batasan masalah dalam penelitian ini adalah sebagai berikut:

- Jenis *blade* yang digunakan dalam penelitian ini adalah *straight-blade* untuk turbin sumbu vertikal tipe *Darrieus*.

- Simulasi untuk mengetahui performansi turbin arus laut menggunakan *open source software Q-Blade*
- *Airfoil* yang digunakan adalah NACA 4-digit

#### 1.4 Tujuan Penelitian

Tujuan dari penelitian ini adalah:

- Mengetahui pengaruh perubahan jenis *asymmetric airfoil* pada turbin sumbu vertikal arus sungai tipe *straight-blade Darrieus* menggunakan software *Q-Blade*
- Mengetahui pengaruh perubahan karakteristik *aerodynamics airfoil* pada turbin hidrokinetik sumbu vertikal tipe *Darrieus* menggunakan *software Q-Blade*

#### 1.5 Sistematika Laporan

Laporan penelitian tugas akhir ini akan disusun secara sistematis dalam beberapa bab sebagai berikut:

##### **BAB I. Pendahuluan**

Bab ini berisi penjelasan latar belakang, perumusan masalah, batasan masalah, tujuan penelitian dan sistematika laporan

##### **BAB II. Tinjauan Pustaka**

Pada bab ini berisi penjelasan teori-teori yang mendasari dan menunjang dalam pengerjaan tugas akhir ini

##### **BAB III. Metodologi Penelitian**

Dalam bab ini akan dijelaskan detail tahapan-tahapan yang harus dilalui untuk mencapai tujuan dan simpulan akhir dari penelitian.

##### **BAB IV. Analisa Data dan Pembahasan**

Bab ini merupakan pembahasan lanjutan dari Bab III, pada bab ini akan dilakukan analisa terhadap simulasi yang telah dilakukan menggunakan *Q-Blade*. Setelah dilakukan analisa sesuai dengan kebutuhan dan tujuan yang ingin dicapai maka selanjutnya dilakukan pembahasan terhadap analisa data untuk mencapai tujuan penelitian.

**BAB V. Penutup**

Bab ini berisi tentang kesimpulan dari penelitian atau tugas akhir yang telah dilakukan serta saran yang dapat dijadikan sebagai pengembangan untuk penelitian selanjutnya.

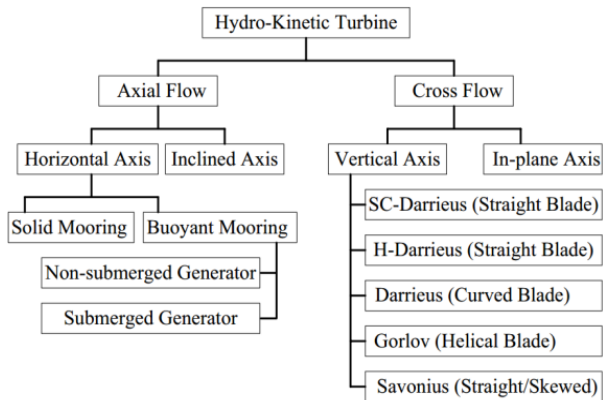
## BAB II

### TINJAUAN PUSTAKA

#### 2.1 Turbin Hidrokinetik

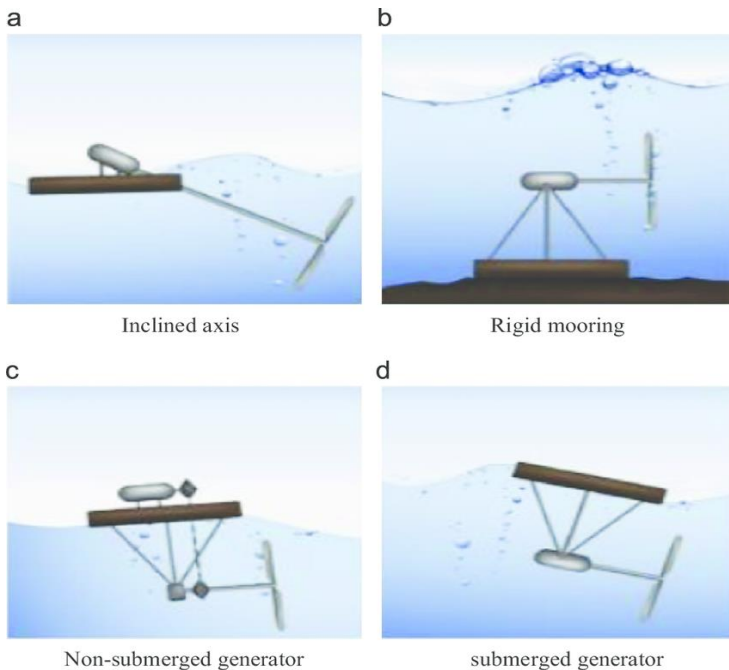
Turbin hidrokinetik merupakan salah satu jenis teknologi untuk mengkonversi energi air menjadi energi listrik. Teknologi ini banyak dikembangkan karena memanfaatkan energi hidrokinetik yang merupakan energi alternatif terbarukan. Turbin mengekstrak perubahan tekanan menjadi energi dengan cara mengurangi kecepatan aliran fluida sehingga terjadi penurunan momentum linier dari air. Sesuai dengan hukum kekekalan momentum, besarnya gaya sama dengan laju penurunan momentum. Semakin banyak penurunan momentum maka semakin besar gaya yang dihasilkan (Twidell & Weir, 2006).

Turbin hidrokinetik secara umum dibedakan menjadi dua jenis yaitu *Horizontal Axis Turbine* (HAT) dan *Vertical Axis Turbine* (VAT). Turbin hidrokinetik jenis HAT memiliki sumbu rotasi yang searah dengan arah datangnya fluida. Sedangkan turbin hidrokinetik jenis VAT memiliki sumbu rotasi yang tegak lurus dengan arah datangnya fluida (Khan dkk., 2009). Klasifikasi turbin hidrokinetik dapat dilihat pada Gambar 2.1.



Gambar 2.1 Klasifikasi Turbin Hidrokinetik (Khan dkk., 2009)

Setiap jenis turbin hidrokinetik memiliki kelebihan dan kekurangan. Kelebihan turbin hidrokinetik jenis HAT antara lain kemampuan *self-starting* yang tinggi, efisiensi yang lebih tinggi, dan rasio biaya terhadap daya yang dihasilkan lebih rendah. Sedangkan kekurangan turbin hidrokinetik jenis HAT antara lain mengharuskan pemasangan generator dan *gearbox* dekat dengan rotor sehingga membuat perawatan lebih sulit dan memerlukan bagian tambahan seperti ekor yang digunakan untuk mengarahkan turbin saat arah aliran fluida berubah (Zobaa & Bansal, 2011).

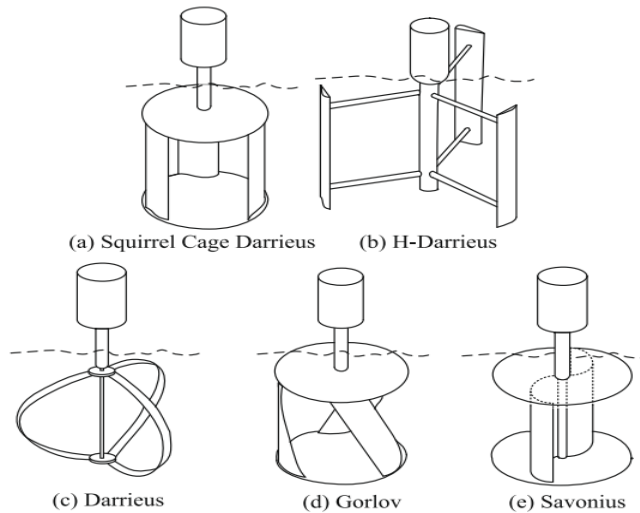


Gambar 2.2 Turbin Hidrokinetik Jenis HAT (Khan dkk., 2009)

Kelebihan turbin hidrokinetik jenis VAT antara lain kemudahan dalam perawatan karena pemasangan generator dan *gearbox* dapat diletakkan jauh dengan rotor, dapat menerima aliran fluida dari segala arah, dapat beroperasi pada kecepatan aliran fluida yang rendah, dan desain *foil* yang sederhana



sehingga biaya pembuatan *foil* lebih rendah. Sedangkan kekurangan turbin hidrokinetik jenis VAT antara lain kemampuan *self-starting* yang rendah sehingga dapat mengakibatkan patahnya *foil* dan menghasilkan getaran akibat rotasi turbin. Selain itu juga memiliki efisiensi yang rendah serta sulit dalam mengendalikan kecepatan *foil* yang tinggi (Zobaa & Bansal, 2011).



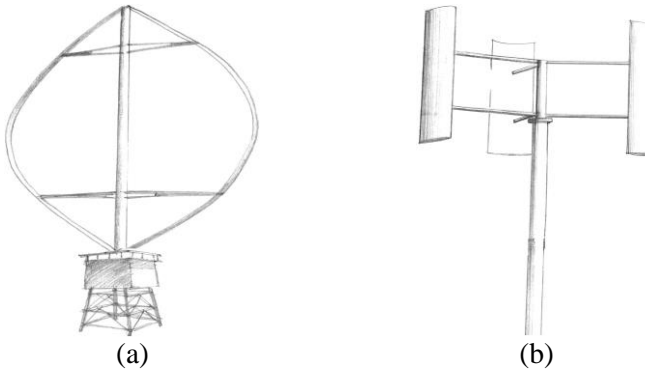
Gambar 2.3 Turbin Hidrokinetik Jenis VAT (Khan dkk., 2009)

## 2.2 Turbin Darrieus

Turbin tipe Darrieus didesain oleh *George Jeans Maria Darrieus*, seorang insinyur dari Perancis. Model ini dipatenkan pada tahun 1931 di Amerika, baik jenis “*Curved Bladed*” dan juga “*Straight-bladed*”. Tipe Darrieus pada dasarnya gaya angkat yang digerakkan turbin angin. Turbin ini terdiri dari dua atau lebih sudu berbentuk *airfoil* yang terpasang pada poros vertikal. Angin bertiup atas kontur sudu *airfoil* yang menciptakan gaya angkat aerodinamis yang kemudian menggerakkan rotor secara bersamaan.

Dalam penelitian ini turbin tipe *Darrieus* yang digunakan adalah model *Straight-bladed* dengan jumlah blade yang

terpasang sebanyak tiga buah. Model ini memiliki self-starting yang lebih besar daripada model *Savonius* atau tipe *Darrieus* yang lain. Faktor aerodinamik dapat mempengaruhi self-starting daripada rotor itu sendiri. Sehingga perlu dilakukan desain untuk geometri dari foil (*bladed*) maupun rotor turbin.

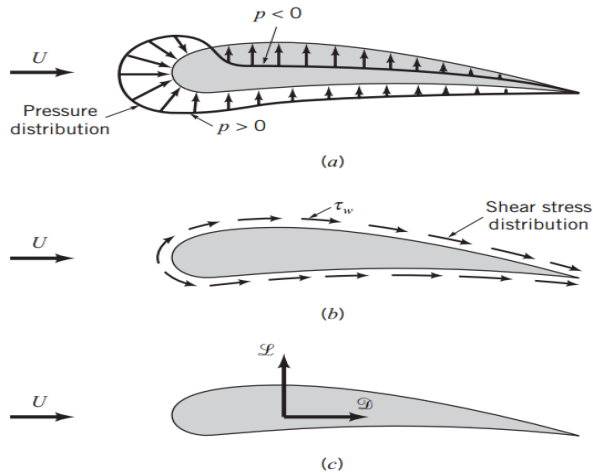


Gambar 2.4 Model (a) *Curved Bladed* Dan (b) *Straight Bladed*

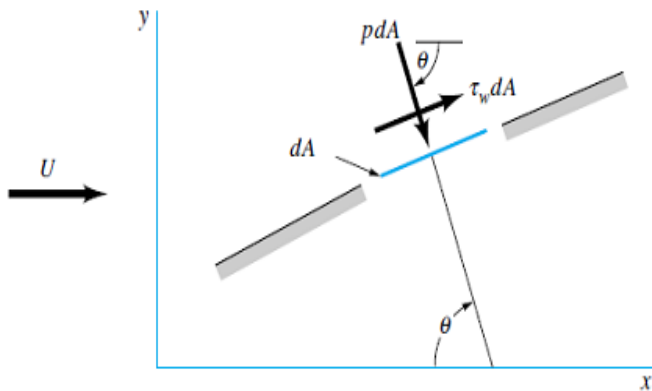
### 2.3 Konsep *Lift* dan *Drag*

Apabila sebuah benda bergerak melalui sebuah fluida maka akan terjadi interaksi antara benda dengan fluida tersebut. Fenomena tersebut dapat digambarkan melalui bentuk gaya-gaya pada permukaan fluida dengan benda yang disebabkan oleh tegangan normal akibat tekanan  $p$  dan tegangan geser dinding  $\tau_w$ , akibat viskositas (Munson dkk., 2002). Gaya-gaya dari fluida di sekeliling sebuah benda dua dimensi dapat dilihat pada Gambar 2.5.

Gaya resultan dengan arah yang sejajar dengan kecepatan fluida disebut gaya seret (*drag*,  $D$ ) dan gaya resultan dengan arah yang tegak lurus dengan kecepatan fluida disebut gaya angkat (*lift*,  $L$ ). Nilai resultan dari tekanan dan tegangan geser dapat diperoleh dengan mengintegrasikan pengaruh-pengaruh dari kedua besaran tersebut (Munson dkk., 2002). Untuk mengetahui gaya tekanan dan tegangan geser pada sebuah elemen kecil dari permukaan benda dapat dilihat pada Gambar 2.6.



Gambar 2.5 Gaya-gaya Dari Fluida Di Sekeliling Sebuah Benda Dua Dimensi (a) Gaya Tekanan (b) Gaya Viskos (c) Gaya Resultan (*Lift* Dan *Drag*) (Munson dkk., 2002)



Gambar 2.6 Gaya Tekanan Dan Tegangan Geser Pada Sebuah Elemen Kecil Dari Permukaan Benda (Munson dkk., 2002)

Komponen  $x$  dan  $y$  dari gaya fluida pada sebuah elemen kecil  $dA$  dari permukaan benda dirumuskan sebagai berikut:

$$dF_x = (p \, dA) \cos\theta + (\tau_w \, dA) \sin\theta \quad (2.1)$$

$$D = \int dF_x = \int p \cos\theta \, dA + \int \tau_w \sin\theta \, dA \quad (2.2)$$

$$dF_y = -(p \, dA) \sin\theta + (\tau_w \, dA) \cos\theta \quad (2.2)$$

$$L = \int dF_y = - \int p \sin\theta \, dA + \int \tau_w \cos\theta \, dA \quad (2.3)$$

Untuk melakukan pengintegrasian dan menentukan gaya seret dan gaya angkat maka harus diketahui bentuk benda (yaitu  $\theta$  sebagai fungsi dari lokasi di sepanjang benda) dan distribusi tekanan dan tegangan geser disepanjang permukaan benda. Nilai dari distribusi tekanan dapat diperoleh secara eksperimental dengan menggunakan rangkaian tiap tekanan statik sepanjang permukaan benda sedangkan nilai dari tegangan geser sulit ditentukan. Tanpa mengetahui nilai dari distribusi tekanan dan tegangan geser maka nilai gaya seret dan gaya angkat tidak dapat ditentukan.

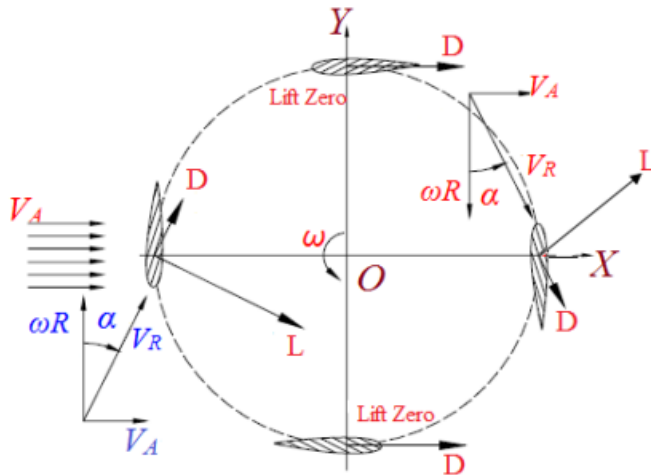
Cara lain yang dapat digunakan adalah dengan mendefinisikan koefisien gaya seret dan gaya angkat yang tidak berdimensi dan menentukan nilai perkiraan dengan menggunakan analisis yang disederhanakan, teknik numerik, atau eksperimen yang sesuai. Koefisien gaya seret  $C_D$  dan gaya angkat  $C_L$  dengan fluida yang mempunyai massa jenis  $\rho$ , luas sapuan melintang  $A$  dan bergerak dengan kecepatan arus air  $v$  dirumuskan sebagai berikut:

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho A v^2} \quad (2.4)$$

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho A v^2} \quad (2.5)$$

Pada turbin turbin hidrokinetik jenis VAT, gaya angkat yang dihasilkan turbin dikarenakan bentuk *foil* yang berfungsi memotong aliran fluida dengan sudut serang tertentu sehingga

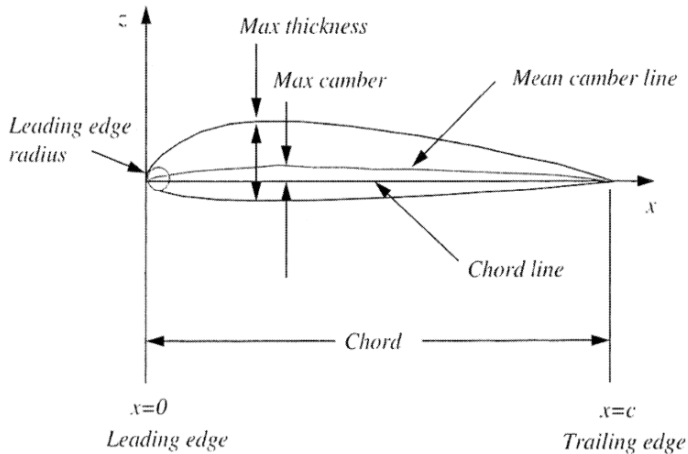
mengakibatkan perbedaan tekanan. Perbedaan tekanan tersebut akan mengakibatkan terjadinya gaya angkat yang menyebabkan *foil* bergerak ke depan. Torsi yang dihasilkan oleh gaya angkat yang digunakan untuk mendorong gerakan turbin harus lebih besar dari torsi yang dihasilkan oleh gaya seret (Khalid dkk., 2012).



Gambar 2.7 Gaya *Lift* Dan Gaya *Drag* Pada Turbin Hidrokinetik Jenis VAT (Khalid dkk., 2012)

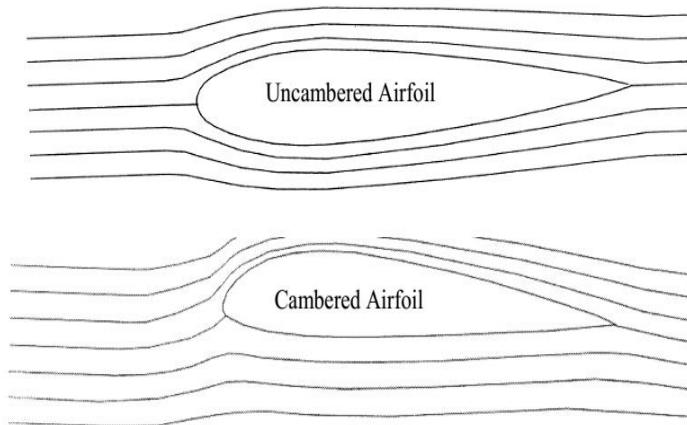
## 2.4 *Airfoil*

*Airfoil* merupakan suatu benda yang memiliki bentuk seperti sayap atau pisau yang dapat menghasilkan efek aerodinamik ketika melewati suatu aliran udara. Bentuk dari *airfoil* dapat ditunjukkan pada gambar 2.8. Efek aerodinamik yang dapat terjadi pada *airfoil* diantaranya adalah gaya angkat dan gaya hambat. Gaya angkat (*lift*) adalah gaya yang tegak lurus terhadap arah aliran fluida datang, sedangkan gaya hambat (*drag*) adalah gaya yang searah dengan arah aliran fluida yang melewatinya.



Gambar 2.8 Profil Airfoil

Setiap *airfoil* terdiri atas *inner airfoil surface* dan *outer airfoil surface*. Kedua *surface* tersebut mendefinisikan ketebalan atau *thickness* dari *airfoil*. *Leading edge airfoil* diposisikan di sepanjang persimpangan pertama *inner airfoil surface* dan *outer airfoil surface*, sedangkan *trailing edge* diposisikan di sepanjang persimpangan kedua *inner airfoil surface* dan *outer airfoil surface*. *Inner airfoil surface* dan *outer airfoil surface* secara khusus dikonfigurasi untuk menunjukkan adanya *airfoil cambered line* yang diposisikan berada diantara kedua profil *airfoil* tersebut dan diperluas sepanjang *airfoil* secara substansial. Dari beberapa keterangan tersebut kemudian *airfoil* dibedakan menjadi dua macam, yaitu *cambered airfoil* (*asymmetric airfoil*) dan *uncambered airfoil* (*symmetric airfoil*), seperti yang ditunjukkan oleh gambar 2.9 dibawah ini.



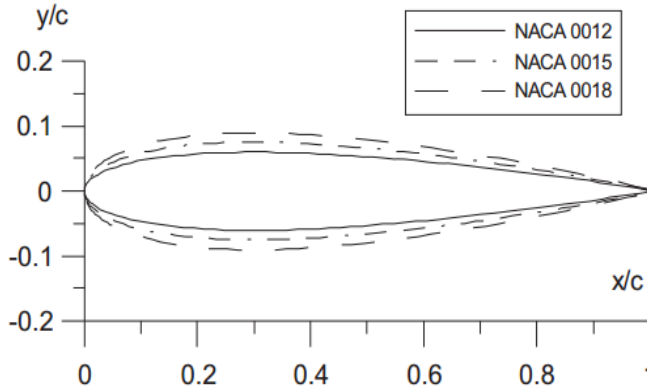
Gambar 2.9 *Symmetric Dan Asymmetric Airfoil*

## 2.5 NACA Airfoil

NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*) adalah suatu badan atau lembaga bidang aeronautika yang menangani tentang profil foil. Profil foil dalam sistem NACA didefinisikan dalam seri empat digit. Digit pertama menunjukkan besar maksimum *cambered* sebagai prosentase dari panjang *chord*. Digit kedua menunjukkan jarak maksimum *cambered* terhadap panjang *chord* dari *leading edge* sebagai prosentase dari panjang *chord*. Dua digit terakhir menunjukkan besar maksimum ketebalan foil sebagai prosentase dari panjang *chord*. Jarak maksimum ketebalan foil dari *leading edge* sebesar 30% dari panjang *chord*. Sebagai contoh, *airfoil* NACA4418 asimetris memiliki maksimum *cambered* 4% terletak 40% (0,4 chords) dari *leading edge* dengan ketebalan maksimum sebesar 18% dari *chord*. NACA0018 simetris dengan 00 menunjukkan bahwa *airfoil* ini tidak memiliki *cambered*. Angka 18 menunjukan besarnya persentase ketebalan dari panjang *chord*.

Pada penelitian ini tipe foil yang digunakan adalah NACA 0018 yang artinya profil foil berbentuk simetris. NACA 0018 memiliki rasio gaya *lift* dan gaya *drag* yang baik (Coiro dkk.,

2005). Perbandingan profil foil NACA 0018 dengan tipe lainnya dapat dilihat pada Gambar 2.10.



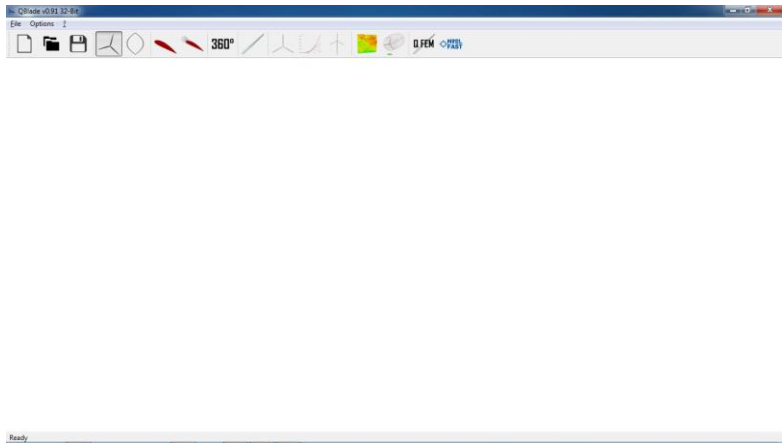
Gambar 2.10 Profil Foil NACA 0012, NACA 0015, Dan NACA 0018 (Coiro dkk., 2005)

## 2.6 Q-blade

Software *QBlade* dikembangkan sebagai kerangka kerja *open source* untuk simulasi dan desain turbin angin. *QBlade* memanfaatkan metode *Blade Element Momentum* (BEM) untuk simulasi horizontal aksis dan algoritma *Double Multiple Streamtube* (DMS) untuk simulasi vertikal aksis wind turbine performance. Untuk melakukan desain *customairfoil* dan perhitungan dari *airfoil lift and drag coefficient polar the viscous-inviscid* dapat menggunakan *panel method code XFOIL* yang terintegrasi dengan grafis dalam *interface Qblade*. Adapun fungsi dari *QBlade* mencakup modul berikut:

- *Airfoil design and analysis*
- *Lift and drag polar extrapolation*
- *Blade design and optimization*
- *Turbine definition and simulation*





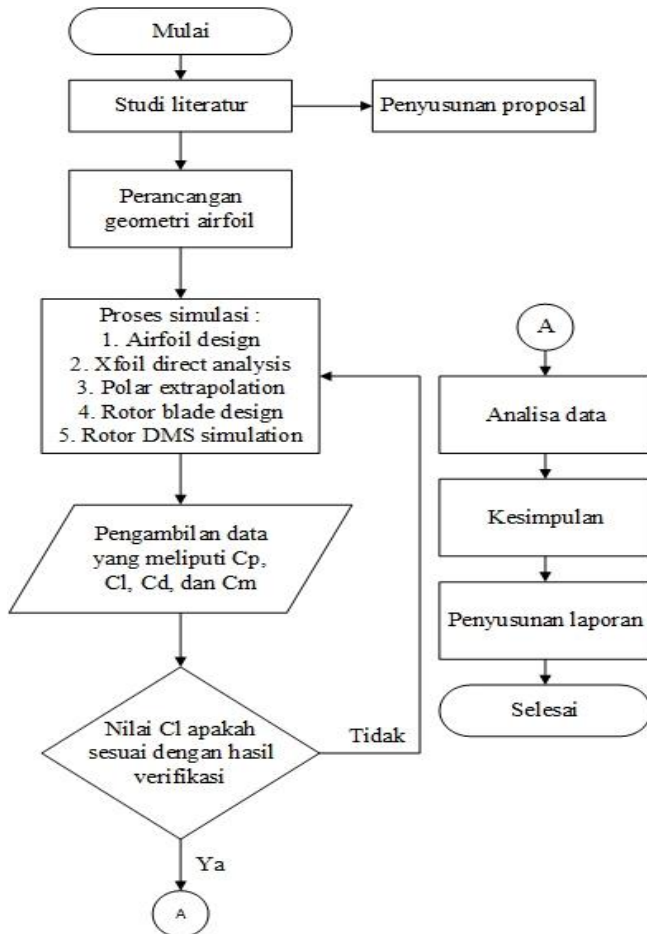
Gambar 2.11 *Interface Q-Blade*

Halaman ini sengaja dikosongkan

## BAB III METODOLOGI PENELITIAN

### 3.1 Diagram Alir Penelitian

Secara umum tahapan penelitian tugas akhir ini digambarkan dalam diagram alir seperti gambar 3.1 sebagai berikut:



Gambar 3.1 Diagram Alir Penelitian Tugas Akhir

Proses penelitian tugas akhir ini diawali dengan studi literatur meliputi pemahaman konsep tentang tugas akhir yang akan dikerjakan. Dalam hal ini pemahaman yang dilakukan meliputi konsep aerodinamik sebuah *airfoil*, perubahan karakteristik dan bentuk dari *airfoil* serta pemahaman tentang open source software *Q-Blade* yang digunakan dalam simulasi. Studi literatur dilakukan selama melakukan penelitian untuk menemukan solusi permasalahan yang terjadi dalam tugas akhir. Konsep yang telah dipelajari dipergunakan untuk melakukan perancangan geometri *airfoil* yang akan digunakan dalam simulasi. Geometri dari *airfoil* yang digunakan sebagai acuan adalah geometri *airfoil* NACA dengan seri 4-digit. Setelah ditentukan *airfoil* yang akan digunakan, proses simulasi dapat dimulai dengan mendesain *airfoil* menggunakan software *Q-Blade*.

Proses simulasi dilanjutkan dengan menganalisa *airfoil* yang digunakan dengan metode *Xfoil direct analysis*. Hasil dari analisa tersebut berupa karakteristik aerodinamik dari *airfoil* yang menunjukkan performansi terbaiknya. Kemudian dilakukan simulasi lanjutan dengan mempergunakan geometri *airfoil* tersebut menjadi bentuk *straight-blade*. Bentuk dari *straight-blade* tersebut yang akan mewakili rotor *blade* dari sebuah turbin. Proses kemudian dilanjutkan dengan penentuan beberapa parameter untuk dipergunakan pada rotor turbin sebelum dilakukan simulasi untuk mendapatkan nilai dari performansinya. Data hasil simulasi yang telah dilakukan selanjutnya dianalisa sesuai dengan tujuan dari penelitian tugas akhir.

### 3.2 Penentuan Parameter Verifikasi

Pada pelaksanaan penelitian yang menggunakan simulasi sangat penting adanya verifikasi. Tujuan dari verifikasi itu sendiri untuk menyatakan bahwa hasil dari simulasi sudah sesuai dengan kondisi sebenarnya. Salah satu parameter untuk verifikasi yang dapat dihasilkan dari simulasi *airfoil* menggunakan software *Q-Blade* adalah nilai karakteristik aerodinamik dari *airfoil* yang berupa koefisien *lift*. Proses verifikasi itu sendiri dilakukan dengan membandingkan nilai keluaran tersebut dengan hasil

eksperiment yang pernah dilakukan, nilai dari perbandingan itu merupakan *error* yang didapat dari hasil simulasi. Nilai *error* yang ditoleransi agar simulasi dinyatakan valid sesuai kondisi sebenarnya berkisar  $0 \leq e \leq 10\%$ . Maka proses verifikasi dilakukan pada salah satu jenis *airfoil* untuk setiap variasi yang telah ditentukan.

### 3.3 Penentuan Geometri *Airfoil*

Pada penelitian ini, penentuan geometri *airfoil* sangat penting untuk mencapai tujuan dari tugas akhir. Penentuan hal tersebut didasarkan dari beberapa jurnal yang telah diperoleh dalam proses studi literatur. Parameter yang mendefinisikan bentuk dari suatu *airfoil* adalah *cambered* dan *thickness* (ketebalan). *Cambered* dari *airfoil* yang akan disimulasikan ditentukan berdasarkan besar nilai dan posisi dari maksimum nilainya terhadap *chord airfoil*. Untuk masing-masing nilai dari *cambered airfoil* akan divariasikan dengan nilai posisi maksimumnya. Pada *thickness airfoil* juga dilakukan simulasi dengan perubahan besar nilai dan posisi dari maksimum nilainya terhadap *chord airfoil*. Dalam penelitian ini dilakukan peningkatan nilai *relative thickness* dari 18 hingga 23 dengan kenaikan ( $\Delta$ ) sebesar 1. Sedangkan untuk posisi dari *relative thickness* diturunkan dari 22 hingga 15 dengan penurunan sebesar 1.

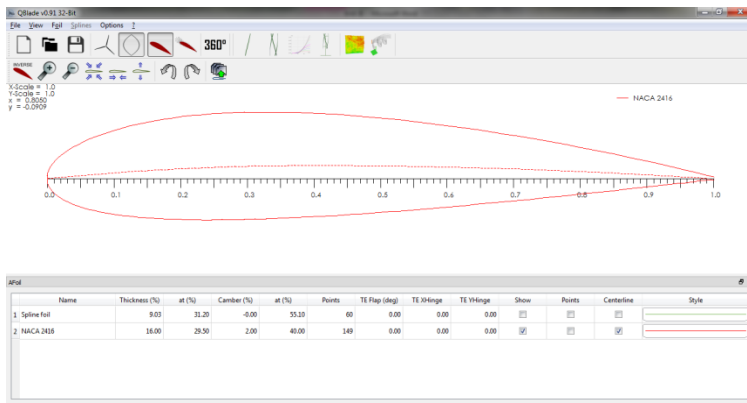
### 3.4 Simulasi *Q-Blade*

Perangkat lunak *open source Q-Blade* pada tugas akhir ini digunakan untuk melihat karakteristik *airfoil* sebelum dipergunakan pada sebuah *straight-blade*, hal ini bertujuan untuk mengetahui pola perubahan koefisien *lift* dan *drag* yang terjadi pada *airfoil*. *Q-Blade* memanfaatkan metode *Blade Element Momentum* (BEM) untuk simulasi sumbu horizontal dan algoritma *Double Multiple Streamtube* (DMS) untuk simulasi sumbu vertikal *wind turbine performance*. Proses pelaksanaan simulasi harus dikondisikan sesuai dengan kondisi sebenarnya. Proses simulasi menggunakan *Q-Blade* meliputi beberapa tahapan

atau modul, yaitu *airfoil design*, *Xfoil direct analisys*, *polar extrapolation*, *rotor blade design* dan *rotor DMS simulator*.

### 3.4.1 Airfoil Design

Pembuatan geometri *airfoil* dilakukan menggunakan modul *airfoil design* pada software *Q-Blade*. Adapun jenis *airfoil* yang dipergunakan adalah *symmetric NACA airfoil* dengan seri 4 digit. Hal pertama dilakukan adalah memasukkan 4 digit seri *airfoil* yang merepresentasikan nilai *cambered*, posisi *cambered* dan nilai ketebalan dari *airfoil*. Proses ini dilakukan pada beberapa variasi *airfoil* yang telah ditentukan sebelumnya untuk disimulasikan. Selain itu juga ditentukan jumlah dari *node* yang digunakan pada geometri *airfoil*. Untuk memperoleh geometri yang lebih halus maka nilai dari *node* dapat diperbesar.



Gambar 3.2 Bentuk Geometri Airfoil Dengan Modul Airfoil Design Software Q-Blade

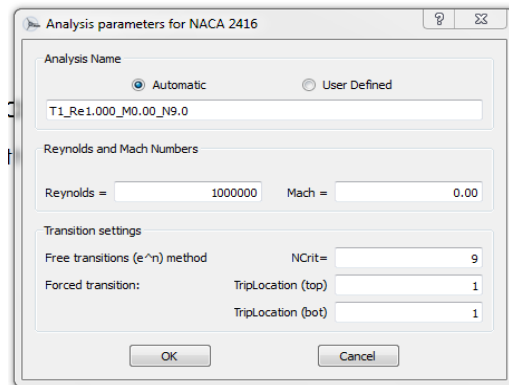
### 3.4.2 Xfoil Direc Analisis

Proses selanjutnya dalam simulasi setelah pembuatan geometri *airfoil* adalah analisa *airfoil* dengan modul *Xfoil direct analisys*. Modul ini mensimulasikan sebuah *airfoil* dengan melawatkan sebuah fluida yang memiliki pola aliran laminar dan atau turbulen. Pengaturan pola aliran tersebut dapat ditunjukkan

dengan mengatur parameter *Reynold* dan *Mach Number* serta *transition setting*. *Transition setting* digunakan untuk memodelkan turbulensi dari fluida yang mengenai *airfoil* atau *roughness* dari *airfoil*. Kondisi aliran yang digunakan dalam penelitian ini adalah:

<i>Reynold number</i>	: 1000000
<i>Mach Number</i>	: 0.00
<i>Free transition (e^n) method</i>	
<i>Ncrit</i>	: 9
<i>Force transition</i>	
<i>Triplocation (top)</i>	: 0,35
<i>Triplocation (bot)</i>	: 0,35

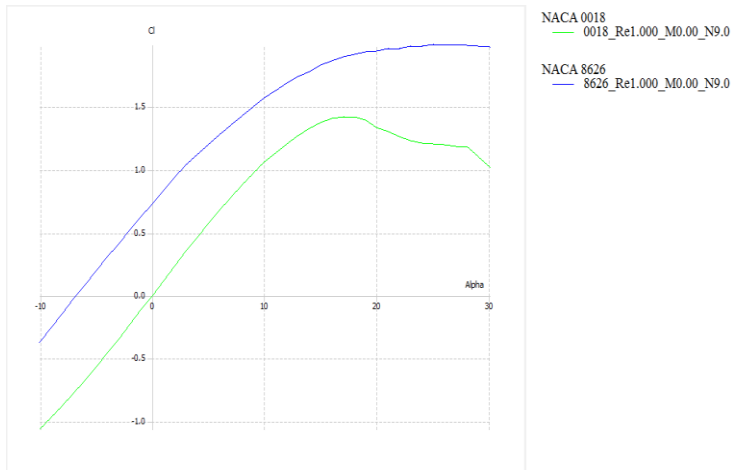
Adapun *interface* dari pendefinisian parameter analisa *airfoil* ditunjukkan gambar 3.3 dibawah ini.



Gambar 3.3 Interface Parameter Analisa *Airfoil*

Setelah pendefinisian dilakukan maka *airfoil* akan disimulasikan terhadap sudut serang yang diinginkan. Sudut serang yang digunakan dalam penelitian ini adalah  $-30^\circ$  hingga  $30^\circ$  dengan kenaikan ( $\Delta$ ) sebesar 1. Dari proses simulasi ini akan didapatkan hasil berupa kurva dari karakteristik aerodinamik *airfoil* yaitu koefisien *lift* ( $C_l$ ), koefisien *drag* ( $C_d$ ) dan koefisien momentum ( $C_m$ ). Kurva tersebut dapat di-*export* untuk diketahui

nilainya. Hasil simulasi tersebut akan dilakukan analisa dan pembahasan tentang efek perubahan parameter *airfoil* untuk memenuhi tujuan dari penelitian. Gambar 3.4 merupakan salah satu contoh tampilan hasil simulasi berupa karakteristik aerodinamik dari *airfoil*.



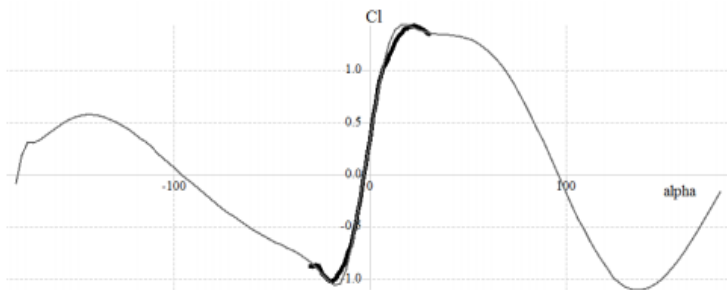
Gambar 3.4 Salah Satu Contoh Hasil Simulasi *Airfoil* Pada *Xfoil Direct Analysis*

### 3.4.3 Polar Ekstrapolation

Setelah didapatkan grafik karakteristik aerodinamik pada sebuah *airfoil* di sudut tertentu, proses selanjutnya yaitu *polar ekstrapolation*. Proses ini bertujuan untuk mencari nilai dari karakteristik aerodinamik berupa koefisien *lift* ( $C_l$ ) dan koefisien *drag* ( $C_d$ ) pada sudut serang yang lebih tinggi dan lebih rendah. Hal tersebut dikarenakan algoritma *Double Multiple Streamtube* (DMS) yang dihasilkan dari *Xfoil* atau yang diambil dari *polar airfoil* memerlukan untuk diekstrapolasi ke berbagai sudut, yaitu  $360^\circ$  *angel of attack*. Prosedur umum untuk proses ekstapolasi adalah dengan menerapkan kurva hasil polar *Xfoil* ke kurva *stall polar* pada pelat tipis yang utuh ( $360^\circ$  *angel of attack*) dengan asumsi bahwa sudut serang besar pada *airfoil* berlaku sama



dengan pelat tipis yang memiliki *leading edge* berbentuk tajam. Terdapat dua pendekatan yang berbeda untuk melakukan ekstrapolasi yaitu Model *Viterna-Corrigan Post Stall* yang sering digunakan di industri dan Model *Montgomerie* yang baru-baru ini dikembangkan. Sebagai catatan penting bahwa simulasi performansi turbin, terutama untuk mengendalikan *stall* pada HAWT atau VAWT, sangat sensitif dengan ekstrapolasi ini. Hasil dari proses ekstrapolasi dapat dilihat pada gambar 3.5 di bawah ini.

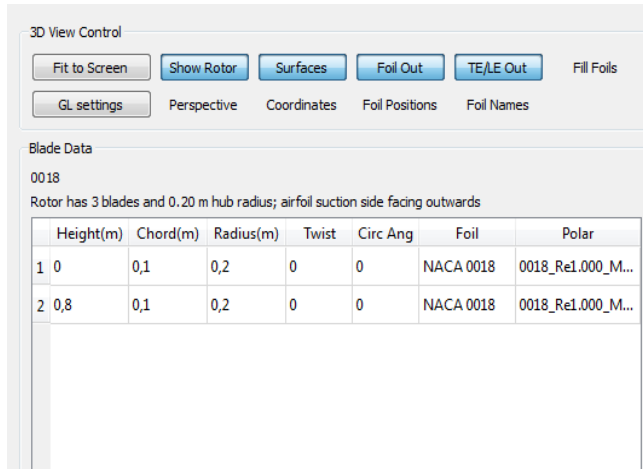


Gambar 3.5 Salah Satu Contoh Hasil Ekstrapolasi *Airfoil* Pada *Polar Ekstrapolation*

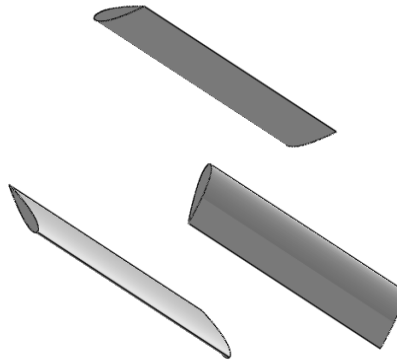
### 3.4.4 Rotor Blade Design

Proses selanjutnya dalam penelitian ini adalah pembuatan rotor turbin dengan modul *rotor blade design*. Pada modul ini hasil *polar airfoil* dan geometri airfoil yang telah dibuat sebelumnya dijadikan sebagai *input* data *blade* untuk rotor turbin. Data *blade* tersebut disempurnakan dengan memberikan *input* berupa tinggi *blade* (*height*), *chord blade* dan jari-jari *blade* (*radius*). *Chord* merupakan jarak antara *leading edge* dan *trailing edge* pada *airfoil*. Tinggi dari *blade* diukur dari sisi atas ke sisi bawah dari *blade*. *Radius* atau jari-jari *blade* merupakan jarak dari titik tengah rotot ke *blade*. Pengaturan tinggi dari *blade* atau dapat disebut sebagai panjang *blade* pada penelitian ini ditetapkan sebesar 80 cm. Untuk jari-jari dan *chord blade* pada penelitian ini secara berurutan ditetapkan sebesar 20 cm dan 10 cm. Tampilan

modul dan hasil simulasi *rotor blade design* dapat dilihat pada gambar 3.6 dan gambar 3.7 di bawah ini.



Gambar 3.6 Modul *Rotor Blade Design*



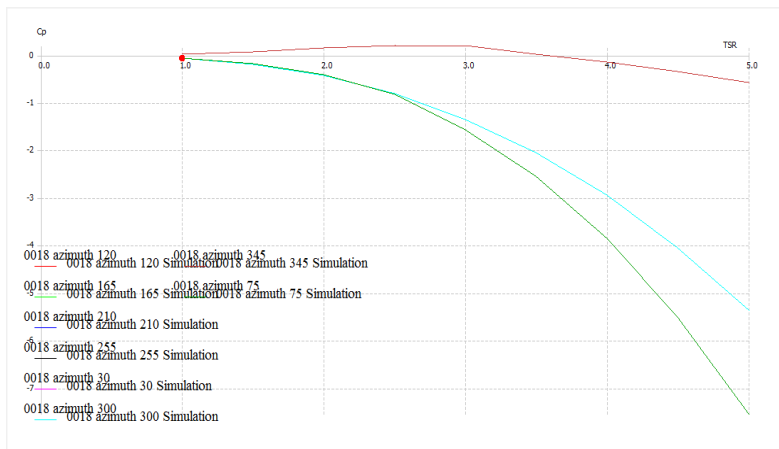
Gambar 3.7 Hasil Simulasi *Rotor Blade Design*

### 3.4.5 *Rotor DMS Simulation*

Penelitian dilanjutkan dengan melakukan simulasi terhadap desain rotor *blade* yang telah didapatkan pada proses sebelumnya. Kemudian dilakukan simulasi dengan modul *rotor*

*DMS simulation* menggunakan rotor *asymmetric* dan *symmetric*. Simulasi dilakukan untuk mengetahui tingkat daya yang dihasilkan oleh rotor terhadap kecepatan tertentu.

Simulasi untuk mengetahui nilai daya yang dihasilkan oleh turbin dengan mekanisme *passive variable pitch* diawali dengan memecah rotor menjadi beberapa bagian. Hal itu dimaksudkan untuk mencari nilai koefisien daya yang dihasilkan oleh masing-masing *blade* dalam satu putaran. Kemudian rata-rata dari nilai koefisien daya dari masing-masing *blade* dijumlahkan. Hasil dari penjumlahan tersebut dapat merepresentasikan hasil daya yang dihasilkan oleh satu turbin saat dialiri fluida. Proses simulasi dilakukan dengan memberikan *input* kecepatan dan nilai *Tip Speed Ratio*. Tampilan keluaran dari simulasi dapat dilihat pada gambar 3.8 berikut.



Gambar 3.8 Hasil Simulasi *Rotor DMS Simulation*

Untuk parameter simulasi DMS yang perlu diperhatikan sebelum memberikan *input* data tersebut adalah nilai  $\rho$ , *viscosity*, *discret blade element*, *number of iteration*, *epsilon for confergence* dan *relaxion factor*.  $\rho$  dan *viscosity* merupakan parameter aliran fluida yang akan dilewatkan pada rotor tubin. *Discret blade element* merupakan parameter pembagi *blade* pada

rotor turbin menjadi beberapa bagian. *Number of iteration* merupakan parameter untuk menentukan jumlah iterasi yang akan dilakukan untuk mendapatkan nilai yang diinginkan. *epsilon for confergence* dan *relaxion factor* merupakan parameter nilai untuk mencapai nilai *convergen* dalam proses simulasi. Pada penelitian ini nilai yang digunakan dalam setting DMS parameters menggunakan 998,2 untuk nilai *rho*, 0,001002 untuk nilai *viscosity*, 1000 untuk nilai *discret blade element*, 1000 untuk nilai *number of iteration*, 0,001 untuk nilai *epsilon for confergence* dan 0,35 untuk nilai *relaxion factor*. Untuk modul pengaturan analisa simulasi rotor blade dan hasil dapat dilihat pada dan 3.9 dibawah ini.

Define DMS Parameters	
Simulation Name 0018 azimuth 120 Simulation (2)	
Corrections	Variables
<input checked="" type="checkbox"/> Tip Loss	Rho 998.2 kg/m <sup>3</sup>
<input checked="" type="checkbox"/> Variable Induction Factors	Viscosity 0.001002 kg/ms
	Discretize Blade into N Elements 1000
	Max Number of Iterations 1000
	Max Epsilon for Convergence 0.001
	Relax. Factor 0.35
Create	

Gambar 3.9 Setting Dms Parameters

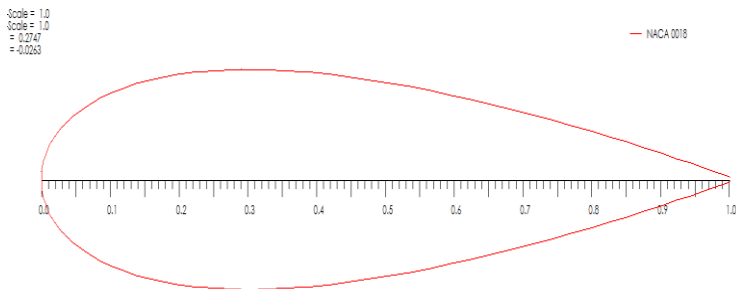
## BAB IV

### ANALISA DATA DAN PEMBAHASAN

#### 4.1 Verifikasi Hasil Simulasi Q-Blade

Verifikasi hasil simulasi merupakan tahapan yang dilakukan untuk memperoleh hasil simulasi yang dianggap sesuai dengan kondisi sebenarnya. Proses verifikasi dilakukan dengan mengacu pada salah satu karakteristik aerodinamik *airfoil* yang didapatkan dari hasil perhitungan atau eksperimen yang sudah ada. Beberapa karakteristik aerodinamik tersebut adalah koefisien *lift* ( $C_l$ ), koefisien *drag* ( $C_d$ ) dan koefisien momentum ( $C_m$ ).

Pada penelitian ini verifikasi dilakukan dengan melewati sebuah *symmetric airfoil* pada fluida dengan pola aliran tertentu. *Symmetric airfoil* yang digunakan adalah *airfoil* NACA 0018 seperti terlihat pada gambar 4.1. Hasil yang didapatkan nantinya berupa nilai koefisien *lift* terhadap sudut serang tertentu. Kemudian hasil tersebut dibandingkan dengan data hasil eksperimen (Sheldahl & Klimas, 1981) untuk nomenklatur dan sudut serang yang sama. Perbandingan hasil simulasi dapat dilihat pada tabel 4.1 di bawah ini.



Gambar 4.1 Profil *Airfoil* NACA 0018

Tabel 4.1 Verifikasi Hasil Simulasi Pada *Reynold Number*  $10^6$ 

No	Sudut Serang	Nilai Koefisien Lift		
		Simulasi	Eksperimen	Error
1	1	0,116071	0,11	5%
2	2	0,231971	0,22	5%
3	3	0,347473	0,33	5%
4	4	0,459502	0,44	4%
5	5	0,567252	0,55	3%
6	6	0,672581	0,66	2%
7	7	0,775068	0,7362	5%
8	8	0,874615	0,8256	6%
9	9	0,969546	0,9067	6%
10	10	1,05847	0,9751	8%
Error rata-rata				5%

Proses verifikasi dilakukan dengan memberikan perlakuan pola aliran yang dilewatkan pada sebuah *airfoil*. Pemodelan pola aliran pada penelitian ini mengacu pada nilai dari *Ncrit*, *Reynold* dan *Mach Number* serta *force transition*. Pengaturan pola aliran dapat dilihat pada tabel 4.2. Nilai-nilai tersebut menunjukkan suatu aliran yang melewati *airfoil* berupa aliran laminar dan atau turbulen. Nilai *Ncrit* merepresentasikan model turbulensi pada fluida atau *roughness* pada *airfoil*. Nilai tersebut didasarkan pada situasi aliran pada suatu ruang tertentu. Berdasarkan tabel 4.1 diatas dapat diketahui bahwa nilai koefisien *lift* hasil simulasi dan eksperimen pada sudut  $1^\circ$  hingga  $10^\circ$  memiliki error antara 2% hingga 8% dengan nilai error rata-ratanya sebesar 5%. *Error* rata-rata tersebut bernilai lebih kecil dari 10% yang menunjukkan bahwa kondisi pola aliran yang digunakan dianggap telah sesuai dan mendekati kondisi sebenarnya sehingga dapat digunakan untuk melakukan simulasi dengan variasi nilai dan posisi dari *cambered* dan *thickness airfoil* dalam penelitian ini.

Tabel 4.2 Pengaturan Pola Aliran

Reynold Number		1000000
Mach Number		0,00
Ncrit		9
Free Transition	Top	0,35
	Bot	0,35

#### 4.2 Pengaruh Penggunaan *Symmetric* Dan *Asymmetric Airfoil*

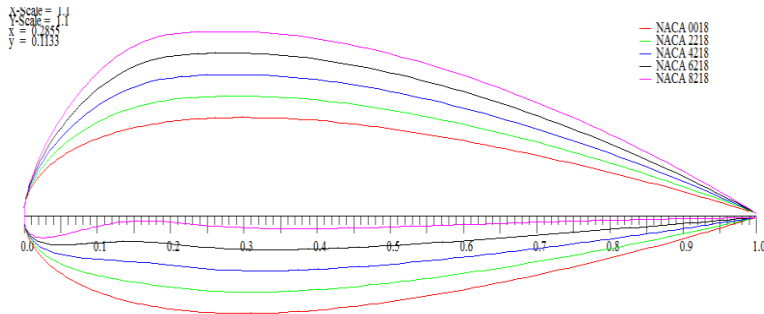
Dalam penelitian ini disimulasikan dua jenis *airfoil* yang berbeda yaitu *symmetric airfoil* dan *asymmetric airfoil*. *Symmetric airfoil* merupakan bentuk *airfoil* yang tidak memiliki *cambered*. Profil dari *symmetrical airfoil* bagian atas dan bawah memiliki jarak yang sama dari *chord line*. *Airfoil* yang memiliki *cambered* disebut *asymmetric airfoil*. *Cambered* merupakan representasi dari *center line* dari *airfoil* yang tidak segaris dengan *chord line*. Simulasi efek perubahan *cambered airfoil* untuk mengetahui karakteristik aerodinamiknya di *reynold number* sebesar 1000000 dilakukan dengan menggunakan *software Q-blade*. *Airfoil* yang menjadi dasar adalah jenis *symmetric airfoil* NACA 0018. Dengan menggunakan nilai maksimum *thickness* yang sama, simulasi dilakukan dengan mengubah parameter nilai maksimum *cambered* dan posisi dari maksimum *cambered airfoil* untuk mencari performansi terbaik.

##### 4.2.1 Perubahan Nilai Maksimum *Cambered Airfoil*

Dengan berdasarkan pada *airfoil* dasar diatas, NACA 0018, variasi nilai maksimum *cambered* ditentukan sebanyak lima dengan nilai posisi maksimum *cambered* dan nilai maksimum *relative thickness* yang sama. Profil *airfoil* tersebut dapat dilihat pada gambar 4.2 dan parameter dari masing-masing *airfoil* dapat dilihat pada tabel 4.3 dibawah ini.

Tabel 4.3 Parameter *Airfoil* Untuk Perubahan Nilai Maksimum *Cambered*

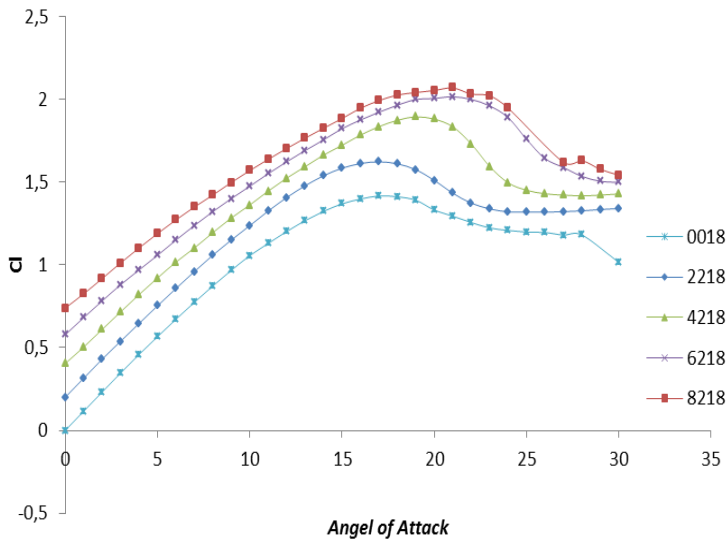
<i>Airfoil</i>	Nilai maksimum <i>cambered</i>	Nilai posisi maksimum <i>cambered</i>	Nilai maksimum <i>relative thickness</i>
0018	<i>uncambered</i>		18
2218	2%	20%	
4218	4%		
6218	6%		
8218	8%		

Gambar 4.2 Profil *Airfoil* Dengan Perbedaan Nilai Maksimum *Cambered*

Berdasarkan gambar 4.3, dengan penambahan nilai maksimum *cambered* didapatkan peningkatan koefisien *lift* pada *airfoil* dan memperlamban *stall* yang terjadi. Dari kurva koefisien *lift* tersebut dapat dilihat bahwa pada sudut serang yang besar didapatkan nilai maksimum koefisien *lift* yang lebih besar pada *airfoil* dengan penambahan nilai maksimum *cambered*. Dari maksimum *lift* yang dihasilkan terhadap sudut serangnya, *uncambered airfoil* memiliki maksimum *lift* sebesar 1,42 dengan sudut serang maksimum yang dapat dicapai adalah  $17^\circ$ . Sedangkan untuk *cambered airfoil* dengan nilai maksimum *cambered* 2% memiliki nilai maksimum *lift* sebesar 1,62 dengan



sudut serang maksimum sebesar  $17^\circ$ . Kemudian untuk *cambered airfoil* dengan nilai maksimum *cambered* 4%, 6% dan 8% masing-masing secara berurutan memiliki nilai maksimum *lift* sebesar 1,89, 2,02 dan 2,07 dengan maksimum sudut serang sebesar  $19^\circ$ ,  $21^\circ$ , dan  $21^\circ$ .



Gambar 4.3 Pola Koefisien *Lift* Terhadap *Angel of Attack* Untuk Perubahan Nilai Maksimum *Cambered Airfoil*

Berdasarkan uraian tersebut diatas didapatkan bahwa karakteristik *stall* terbaik dihasilkan oleh *asymmetric airfoil* (*cambered airfoil*) dengan nilai maksimum *cambered* sebesar 6% sampai 8%. Peningkatan sebesar 15% pada maksimum koefisien *lift* yang dihasilkan didapatkan dengan mengubah *symmetric airfoil* 0018 menjadi *asymmetric airfoil* 2218. Hal tersebut membuktikan bahwa penggunaan *asymmetric airfoil* dapat meningkatkan maksimum *lift* yang akan dicapai saat *airfoil* terpasang pada rotor turbin. Persentase peningkatan maksimum *lift* terbesar dicapai dengan mengubah *airfoil* 2218 menjadi *airfoil* 4218, yakni sebesar 17%. Sedangkan untuk peningkatan

*cambered airfoil* menjadi 6% dan 8%, persentase peningkatan maksimum *lift* cenderung menurun, yakni 6% untuk perubahan *airfoil* dari 4218 ke 6218 dan 3% untuk perubahan *airfoil* dari 6218 ke 8218.

#### 4.2.2 Perubahan Nilai Posisi Maksimum *Cambered Airfoil*

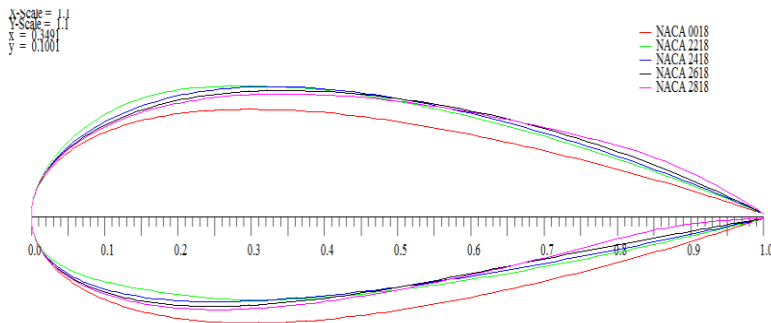
Dengan berdasarkan pada airofil dasar, NACA 0018, variasi nilai posisi maksimum *cambered* ditentukan sebanyak lima dengan nilai maksimum *cambered* dan nilai maksimum *relative thickness* yang sama. Profil *airfoil* tersebut dapat dilihat pada gambar 4.4 dan parameter dari masing-masing *airfoil* dapat dilihat pada tabel 4.4 dibawah ini.

Tabel 4.4 Parameter *Airfoil* Untuk Perubahan Nilai Posisi Maksimum *Cambered*

<i>Airfoil</i>	Nilai maksimum <i>cambered</i>	Nilai posisi maksimum <i>cambered</i>	Niali maksimum <i>relative thickness</i>
0018	<i>uncambereded</i>		18
2218	2%	20%	
2418		40%	
2618		60%	
2818		80%	

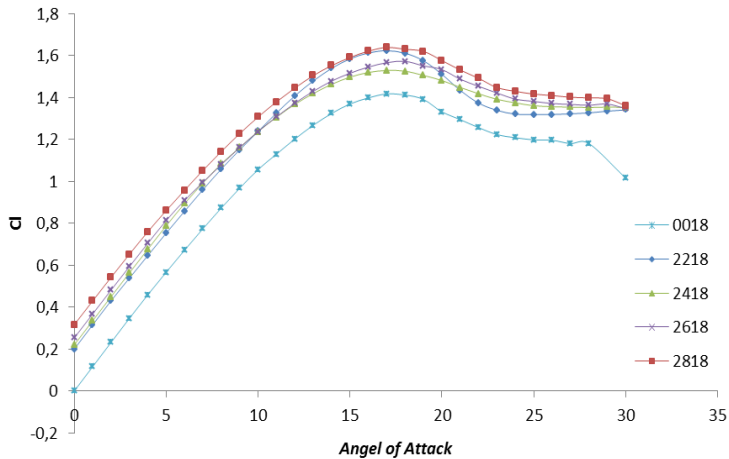
Berdasarkan gambar 4.5, perubahan nilai posisi maksimum *cambered* memberikan efek peningkatan koefisien *lift* pada sudut serang yang kecil. Namun peningkatan nilai posisi maksimum *cambered* mengakibatkan perubahan secara fluktuatif pada nilai koefisien *lift* yang dihasilkan oleh sudut serang yang besar. Dari kurva koefisien *lift* tersebut dapat dilihat bahwa pada sudut serang yang besar didapatkan nilai koefisien *lift* menurun dari *airfoil* dengan posisi maksimum *cambered* 20% ke *airfoil* dengan posisi maksimum *cambered* 40%. Kemudian nilai koefisien *lift* mengalami peningkatan dari *airfoil* yang memiliki posisi maksimum *cambered* 40% hingga 80% dengan perbandingan

nilai pada *airfoil* yang memiliki posisi maksimum *cambered* 80% lebih tinggi daripada airofil yang memiliki posisi maksimum *cambered* 20%. Dari maksimum *lift* yang dihasilkan terhadap sudut serangnya, *airfoil* dengan posisi maksimum *cambered* 20% memiliki maksimum *lift* sebesar 1,62 dengan sudut serang maksimum sebesar  $17^\circ$ . Sedangkan untuk *airfoil* dengan posisi maksimum *cambered* 40%, 60% dan 80% masing-masing secara berurutan memiliki nilai maksimum *lift* sebesar 1,53, 1,57 dan 1,64 dengan maksimum sudut serang sebesar  $17^\circ$ ,  $18^\circ$ , dan  $17^\circ$ .



Gambar 4.4 Profil *Airfoil* Dengan Perbedaan Nilai Posisi Maksimum *Cambered*

Berdasarkan uraian tersebut didapatkan bahwa karakteristik *stall* terbaik dihasilkan oleh *asymmetric airfoil* (*cambered* airofil) dengan posisi maksimum *cambered* sebesar 60%. Persentase maksimum koefisien *lift* yang dihasilkan dari simulasi perubahan posisi maksimum *cambered* mengalami penurunan sebesar 60% jika nilai posisi maksimum *cambered* ditingkatkan dari 20% menjadi 40%. Dengan perubahan posisi *cambered* dari 40% menjadi 60% hingga 80%, persentase nilai maksimum *lift* mengalami peningkatan yang tidak besar, yakni 3% hingga 4%.



Gambar 4.5 Pola Koefisien *Lift* Terhadap *Angel of Attack* Untuk Perubahan Nilai Posisi Maksimum *Cambered* Airfoil

### 4.3 Pengaruh Perubahan Parameter *Thickness* Airfoil

Pada penelitian ini dilakukan simulasi efek perubahan ketebalan *airfoil* untuk mengetahui karakteristik aerodinamiknya di *reynold numbers* sebesar 1000000 menggunakan *software Q-blade*. Berdasarkan hasil simulasi sebelumnya berupa perubahan nilai maksimum *cambered* dan posisi maksimum *cambered* *airfoil* maka *airfoil* yang menjadi dasar adalah jenis *asymmetric airfoil* NACA 8618. *Airfoil* jenis ini memiliki nilai maksimum *cambered* sebesar 8% dan memiliki posisi 60% dari *chord*. Dengan menggunakan *cambered* yang sama, simulasi dilakukan dengan mengubah parameter nilai maksimum *relative thickness* ( $t/c$ ) dan posisi dari maksimum *relative thickness* *airfoil* ( $x_t/c$ ) untuk mencari performansi terbaik.

#### 4.3.1 Perubahan Nilai Maksimum *Relative Thickness* Airfoil

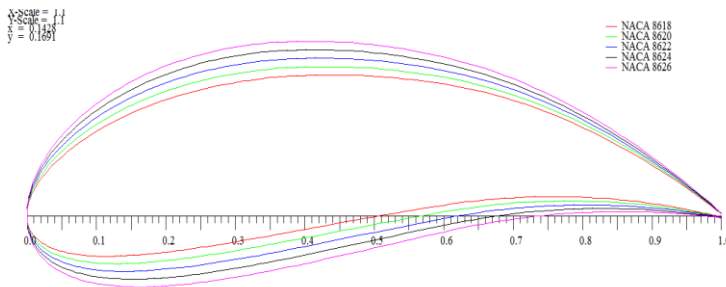
Dengan berdasarkan pada *airfoil* dasar NACA 8618, variasi nilai maksimum *relative thickness* ditentukan sebanyak lima dengan nilai *cambered* dan nilai lokasi maksimum *relative thickness* yang sama. Tabel 4.5 merupakan parameter dari

masing-masing *airfoil* yang akan disimulasikan dan profil *airfoil* dapat dilihat pada gambar 4.6.

Tabel 4.5 Parameter *Airfoil* Untuk Perubahan Nilai Maksimum Relatif *Thickness*

<i>Airfoil</i>	<i>Cambered</i>	$x_t/c$	$t/c$
8618	Maksimum <i>cambered</i> 8% pada 60% <i>chord</i>	29,8	18
8620			20
8622			22
8624			24
8626			26

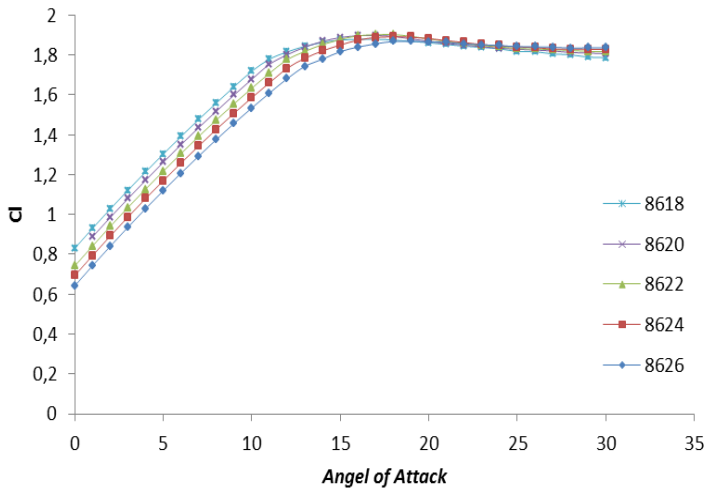
Berdasarkan gambar 4.7, perubahan nilai maksimum *relative thickness airfoil* tidak berpengaruh besar terhadap nilai koefisien *lift* yang dihasilkan *airfoil* pada sudut serang kecil, yakni kurang dari sama dengan  $10^\circ$ . Hal ini dikarenakan pada sudut serang yang kecil sebaran gaya dibagian luar dan dalam dari *airfoil* memiliki perbandingan yang tidak besar. Sehingga gaya angkat yang dihasilkan dari aliran yang melalui bagian dalam *airfoil* relatif sama untuk nilai maksimum relatif *thickness* yang berbeda.



Gambar 4.6 Profil *Airfoil* Dengan Perbedaan Nilai Maksimum Relatif *Thickness*

Dari kurva pada gambar 4.7 dapat dilihat bahwa dengan penambahan nilai maksimum *relative thickness* pada *airfoil* mengakibatkan nilai maksimum koefisien *lift* dari *airfoil*

meningkat. Namun untuk ketebalan diatas 22 didapatkan nilai koefisien maksimum *lift* mengalami penurunan. Nilai maksimum *lift* yang dapat dicapai oleh *airfoil* dengan ketebalan 18, 20 dan 22 secara berurutan sebesar 1,878, 1,897 dan 1,902. Kemudian pada ketebalan 24 dan 26, nilai maksimum koefisien *lift* yang dicapai secara berurutan hanya sebesar 1,892 dan 1,868. Sudut serang yang dicapai terhadap perubahan ketebalan *airfoil* mengalami peningkatan yang signifikan. Pada ketebalan 18 hingga 20, maksimum koefisien *lift* dapat dicapai pada sudut serang  $17^\circ$ . Pada ketebalan 22 hingga 24, sudut serang yang dapat dicapai mengalami peningkatan menjadi  $18^\circ$ . Pada ketebalan 26, sudut serang yang dapat dicapai mengalami peningkatan kembali menjadi  $19^\circ$ . Dari uraian tersebut dapat dikatakan bahwa penambahan maksimum *relative thickness* dapat memperlamban efek *stall* yang dialami *airfoil* saat dialiri fluida. Karakteristik *stall* terbaik dihasilkan pada *thickness* sebesar 22 hingga 26.



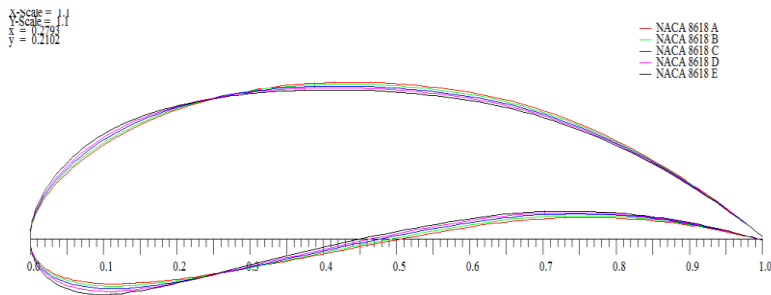
Gambar 4.7 Pola Koefisien *Lift* Terhadap *Angel of Attack* Untuk Perubahan Nilai Maksimum *Relative Thickness* *Airfoil*

### 4.3.2 Perubahan Nilai Posisi Maksimum *Relative Thickness* Airfoil

Dengan berdasarkan pada *airfoil* dasar NACA 8618, variasi posisi maksimum *relative thickness* ditentukan sebanyak tiga dengan nilai *cambered* dan nilai maksimum *relative thickness* yang sama. Tabel 4.6 merupakan parameter dari masing-masing *airfoil* yang akan disimulasikan dan profil *airfoil* dapat dilihat pada gambar 4.8.

Tabel 4.6 Parameter *Airfoil* Untuk Perubahan Posisi Maksimum Relatif *Thickness*

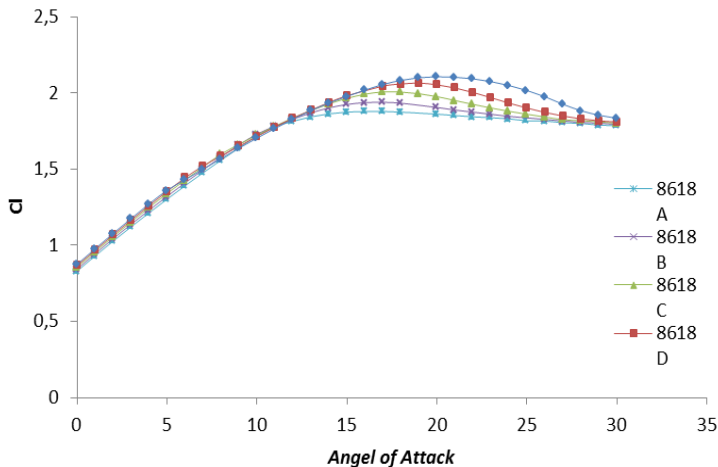
<i>Airfoil</i>	<i>Cambered</i>	$x_t/c$	$t/c$
A	Maksimum <i>cambered</i> 8% pada 60% chord	29,8	18
B		27,3	
C		25,0	
D		22,7	
E		20,5	



Gambar 4.8 Profil *Airfoil* Dengan Perbedaan Posisi Maksimum *Relative Thickness*

Berdasarkan gambar 4.9, perubahan posisi dari maksimum *relative thickness* tidak berpengaruh besar terhadap nilai koefisien *lift* yang dihasilkan pada sudut serang yang kecil, yakni kurang dari sama dengan  $10^\circ$ . Hal ini sama dengan saat dilakukan perubahan nilai maksimum *relative thickness*. Sehingga untuk

parameter *thickness* pada sudut relatif kecil tidak memiliki pengaruh yang signifikan. profil dari *leading edge airfoil* sangat mempengaruhi persebaran aliran yang akan melalui bagian dalam dan bagian luar dari *airfoil*.



Gambar 4.9 Pola Koefisien *Lift* Terhadap *Angel of Attack* Untuk Perubahan Nilai Posisi Maksimum *Relative Thickness* *Airfoil*

Dari kurva pada gambar 4.9 dapat dilihat bahwa dengan menurunkan nilai posisi maksimum relative thickness memberikan efek peningkatan nilai maksimum koefisien *lift* yang dihasilkan dan sudut serang yang dapat dicapai oleh *airfoil* sebelum mengalami stall. Pada *airfoil* A, B dan C penurunan nilai posisi maksimum relative thickness memberikan dampak di peningkatan nilai maksimum koefisien *lift*, sedangkan sudut serang maksimum yang dicapai tetap sama. Secara berurutan untuk *airfoil* A, B dan C, maksimum koefisien *lift* yang dihasilkan sebesar 1,878, 1,938 dan 2,007 dengan sudut serang sebesar 17°. Untuk *airfoil* D dan E nilai maksimum koefisien *lift* dan sudut serang mengalami peningkatan, yaitu secara berurutan nilai maksimum koefisien *lift* keduanya sebesar 2,065 dan 2,107 pada sudut serang 19° dan 20°. Karakteristik *stall*



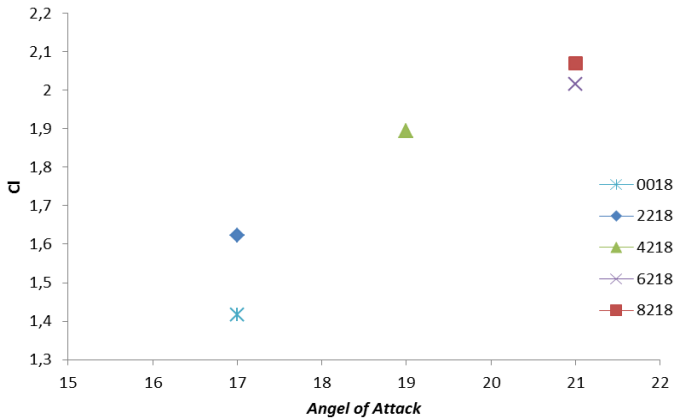
terbaik dihasilkan pada posisi maksimum *relative thickness* sebesar 20,5% *chord*.

#### 4.4 Pembahasan

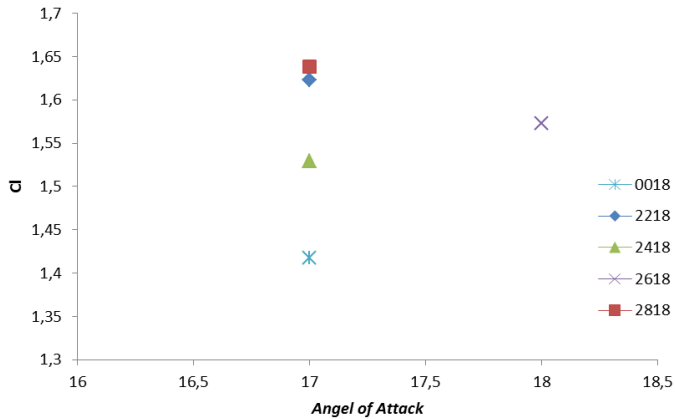
Profil *airfoil* merupakan salah satu parameter yang dapat dijadikan tolak ukur untuk mendapatkan performansi turbin yang maksimal. Ketiga karakteristik *airfoil*, yakni *cambered*, *thickness* dan *angel of attack*, saling berhubungan dan menghasilkan efek aerodinamik. Efek tersebut digunakan untuk memutar turbin. Berbeda jenis turbin yang digunakan maka berbeda juga efek aerodinamik yang diterapkan untuk mencapai performansi terbaik. Dalam meningkatkan performansi turbin sumbu vertikal, efek aerodinamik yang perlu diperhatikan adalah gaya angkat atau *lift*.

Dalam penelitian ini dilakukan simulasi yang bertujuan untuk mencari parameter dari *airfoil* yang memiliki efek aerodinamik terbaik sebelum dipasang pada sebuah turbin. Parameter yang diambil adalah gaya angkat atau *lift* yang dalam simulasi ini direpresentasikan dengan koefisien *lift*. Karakteristik aerodinamik tersebut dalam penelitian ini didapatkan dari hasil variasi nilai maksimum *cambered*, nilai posisi maksimum *camber*, nilai maksimum *relative thickness* dan nilai posisi dari maksimum *relative thickness airfoil*.

Nilai koefisien *lift* yang dihasilkan *airfoil* yang tidak memiliki *cambered* dan yang memiliki *cambered* mengalami peningkatan secara signifikan dengan rata-rata prosentase peningkatannya sebesar 10%. Hasil perbandingan maksimum koefisien *lift* dari *symmetric* dan *asymmetric airfoil* dapat dilihat pada gambar 4.10 dibawah ini. Untuk perubahan posisi dari maksimum *cambered airfoil*, kurva maksimum *lift* yang dihasilkan mengalami fluktuasi. Hasil perbandingan maksimum *lift* terhadap sudut serang dengan perubahan nilai posisi maksimum *camber airfoil* dapat dilihat pada gambar 4.11.



Gambar 4.10 Perbandingan Maksimum Koefisien *Lift* Yang Dihasilkan Dengan Variasi Nilai *Cambered Airfoil*

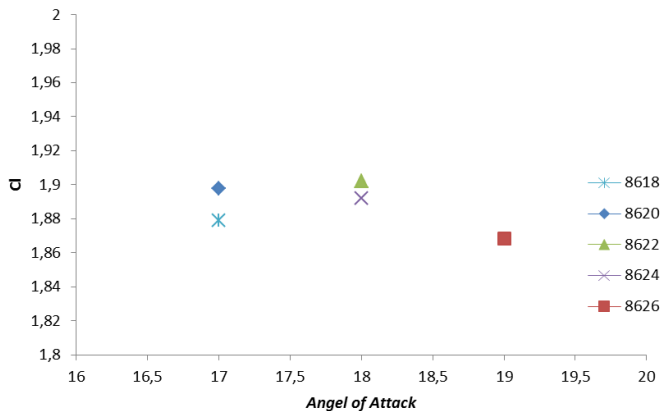


Gambar 4.11 Perbandingan Maksimum Koefisien *Lift* Yang Dihasilkan Dengan Variasi Nilai Posisi Maksimum *Cambered Airfoil*

Dari grafik diatas dapat diketahui bahwa profil *Symmetric airfoil* memiliki nilai maksimum koefisien *lift* yang lebih rendah dibandingkan dengan *asymmetric airfoil*. Nilai maksimum koefisien *lift* yang terbaik terhadap efek *stall* yang dihasilkan oleh

*airfoil* didapatkan pada *asymmetric airfoil* dengan nilai maksimum *cambered* 6% hingga 8% chord dan posisi maksimum *cambered* 60% chord.

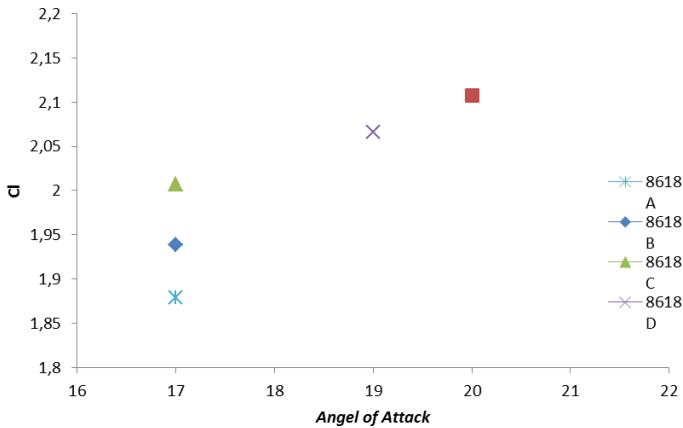
Selain parameter *cambered airfoil* yang menentukan profil *symmetric* atau *asymmetric airfoil*, pada penelitian ini juga diamati pengaruh perubahan nilai maksimum *relative thickness* dan posisi dari maksimum *relative thickness airfoil*. Pola maksimum koefisien *lift* untuk perbedaan nilai maksimum *relative thickness* dapat dilihat pada gambar 4.12. Gambar 4.13 menunjukkan pola maksimum koefisien *lift* dengan perbedaan posisi maksimum *relative thickness*.



Gambar 4.12 Perbandingan Maksimum Koefisien *Lift* Yang Dihasilkan Dengan Variasi Nilai Maksimum *Relative Thickness Airfoil*

Dari grafik diatas dapat dilihat bahwa tingkat ketebalan maksimum untuk menghasilkan nilai maksimum *lift* terbaik adalah 22. Semakin tebal profil dari *airfoil* dapat menurunkan nilai maksimum koefisien *lift* yang dapat dicapai. Sudut serang dari profil *airfoil* 8622 untuk mencapai maksimum *lift* diketahui sebesar 18. Namun untuk mendapatkan *airfoil* dengan efek *stall* terbaik adalah menggunakan *airfoil* 8626. *Airfoil* tersebut memiliki sudut serang yang lebih besar dibandingkan dengan

*airfoil* 8622, yaitu sebesar  $19^\circ$  dengan maksimum koefisien *lift* sebesar 1,868. Prosentase rata-rata peningkatan maksimum *lift* dari ketebalan 18 hingga 22 sebesar 0,65% dan prosentase rata-rata penurunan untuk ketebalan diatas 22 adalah sebesar 0,9%.

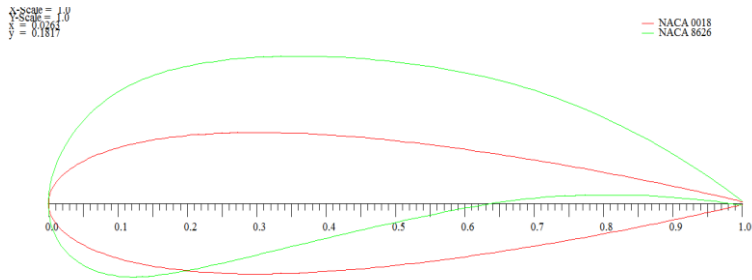


Gambar 4.13 Perbandingan Maksimum Koefisien *Lift* Yang Dihasilkan Dengan Variasi Posisi Maksimum *Relative Thickness* *Airfoil*

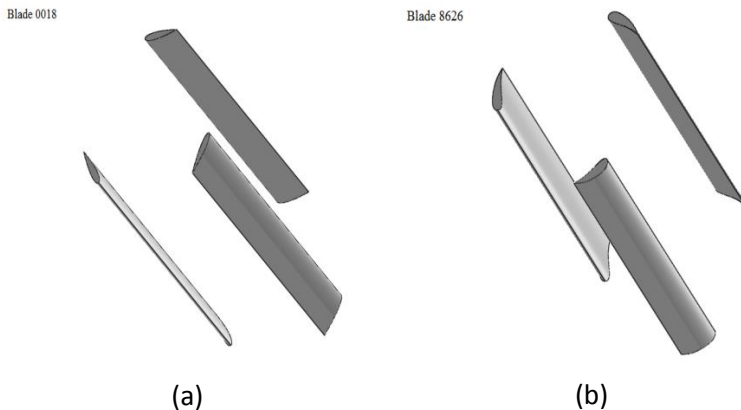
Berdasarkan gambar 4.13 dapat diketahui bahwa nilai maksimum *lift* untuk penurunan nilai posisi maksimum *relative thickness* mengalami kenaikan pada sudut serang besar. Sudut serang maksimum yang dapat dicapai juga mengalami kenaikan seiring dengan penurunan nilai posisi maksimum *relative thickness* dari *airfoil*. Prosentase rata-rata peningkatan nilai maksimum koefisien *lift* yang dihasilkan sebesar 3%. Nilai posisi maksimum *lift* terbaik terhadap efek *stall* yang terjadi pada *airfoil* adalah 20,5% *chord*.

Dari beberapa uraian diatas, kemudian ditentukan nomenclatur *airfoil* baru yang diharapkan memiliki nilai performansi yang lebih baik. Nilai maksimum *cambered*, posisi maksimum *cambered*, maksimum *relative thickness* serta posisi maksimum *relative thickness* yang dihasilkan secara berurutan

sebesar 8%, 60%, 26% dan 20,5% *chord*. *Airfoil* baru yang akan dipasang pada *blade* turbin dapat dilihat pada gambar 4.14. Kemudian dilakukan desain rotor turbin dengan parameter *airfoil* tersebut. Desain rotor turbin dapat dilihat pada gambar 4.15.



Gambar 4.14 *Symmetric Airfoil* 0018 Dan *Asymmetric Airfoil* 8626 Yang Akan Dipasang Pada *Blade* Turbin.



Gambar 4.15 Rotor *Blade* Turbin : (a) *Blade* Menggunakan *Symmetric Airfoil* 0018 Dan (b) *Blade* Menggunakan *Asymmetric Airfoil* 8626

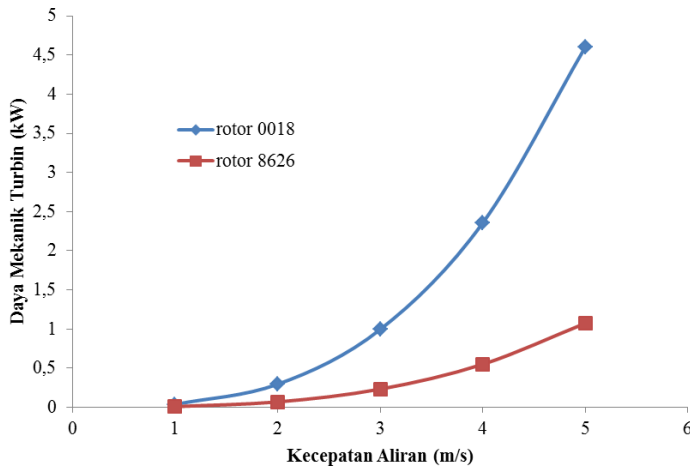
Penelitian dilanjutkan dengan mensimulasikan rotor turbin baru hasil analisis rotor turbin dengan *symmetric airfoil* NACA 0018 dengan mekanisme *passive variable pitch*

menggunakan *Q-blade*. Simulasi dilakukan pada *rotor DMS simulation* untuk mendapatkan nilai daya keluaran yang dihasilkan dari rotor turbin baru. Simulasi dilakukan dengan memberikan input data awal berupa nilai  $\rho$  dan  $\text{viscosity}$ . Kemudian dilakukan simulasi dengan setting analisa berupa kecepatan fluida, *tip speed ratio* dan *pitch angel blade*. Hasil simulasi turbin dengan rotor baru dan rotor *symmetric airfoil* dapat dilihat pada gambar 4.16.

Tabel 4.7 Pengaturan Sudut Pitch Pada Sudut Azimuth Tertentu

Blade A		Blade B		Blade C	
Azimuth	Pitch	Azimuth	Pitch	Azimuth	Pitch
0	0	120	-20	240	20
45	0	165	20	285	20
90	-20	210	20	330	0
135	0	255	20	15	0
180	20	300	20	60	-20
225	20	345	0	105	-20
270	20	30	0	150	-20
315	20	75	-20	195	20

Pengaturan mekanisme *passive variable pitch* dilakukan dengan melakukan simulasi untuk masing-masing *blade* terhadap sudut *azimuth*. Keluaran yang digunakan berupa nilai  $C_p$  dari *blade* tersebut dan dicari rata-rata dari nilai tersebut. Langkah selanjutnya yaitu menjumlahkan nilai rata-rata  $C_p$  masing-masing *blade* untuk mengetahui nilai daya mekanik keluaran dari rotor. Proses perhitungan dilakukan dengan membagi *azimuth* yang akan diambil data  $C_p$  untuk masing-masing *blade* terlebih dahulu. Kemudian *blade design* diubah dengan sudut *pitch* tertentu sesuai dengan ketentuan seperti tabel 4.7. Pengaturan mekanisme tersebut berlaku untuk kedua rotor turbin. Simulasi dilakukan pada kecepatan 1 m/s hingga 5 m/s.



Gambar 4.16 Kurva Power Rotor Baru Dan Rotor *Symmetric Airfoil* Terhadap Kecepatan Aliran

Dari grafik diatas dapat diketahui bahwa pola power yang dihasilkan oleh rotor dengan *symmetric* dan *asymmetric* airfoil memiliki kesamaan, yaitu mengalami peningkatan terhadap kenaikan nilai kecepatan aliran yang mengenainya. Daya yang dihasilkan oleh rotor dengan *symmetric airfoil* relatif lebih rendah dibandingkan dengan rotor dengan *symmetric airfoil*. Hal tersebut dapat dipengaruhi karena adanya separasi aliran dan atau fibrasi (getaran) yang terjadi di dalam rotor turbin sehingga dapat mempengaruhi atau menurunkan performansi dari turbin. Fibrasi yang dihasilkan oleh perputaran turbin dapat dikarenakan adanya gaya atau torsi yang terlalu besar sehingga dibutuhkan *balancing* untuk mengatasinya. Meskipun memiliki nilai koefisien lift yang besar, *asymmetric airfoil* kurang cocok untuk digunakan pada rotor vertikal aksis. Dengan kecepatan aliran yang sama, yaitu 1 m/s, rotor *symmetric* mampu menghasilkan daya mekanik sebesar 36,85 Watt. Sedangkan rotor *asymmetric* hanya mampu menghasilkan 8,59 Watt pada kecepatan aliran yang sama. Dengan perhitungan performansi turbin, koefisien performansi

dari rotor *symmetric* sebesar 0,23 dan rotor *asymmetric* sebesar 0,05.

Pemasangan *airfoil* jenis *asymmetric* dengan seri 8626 pada rotor turbin memiliki power yang lebih rendah jika dibandingkan dengan rotor yang menggunakan *symmetric airfoil* dengan seri 0018. Efisiensi yang dihasilkan dari rotor *asymmetric* hanya sebesar 5% saat menggunakan mekanisme *passive variable pitch*. Sedangkan pada rotor *symmetric* dapat mencapai 23% nilai efisiensi yang bisa dicapai dengan menggunakan mekanisme *passive variable pitch*.



## BAB V PENUTUP

### 5.1 Simpulan

Berdasarkan simulasi, analisa data dan pembahasan yang telah dilakukan, maka kesimpulan dari penelitian ini adalah sebagai berikut:

1. Perubahan karakteristik aerodinamik yang meliputi nilai maksimum *cambered*, nilai posisi maksimum *cambered*, nilai maksimum *relative thickness* dan nilai posisi maksimum *relative thickness* pada *airfoil* dapat mempengaruhi efek aerodinamik yang meliputi peningkatan atau penurunan nilai koefisien *lift* dan memperlamban efek *stall* yang terjadi pada *airfoil*.
2. Penggunaan *asymmetric airfoil* dapat meningkatkan maksimum *lift* yang akan dicapai saat *airfoil* terpasang pada rotor turbin. Hal tersebut dibuktikan pada maksimum koefisien *lift* yang dihasilkan dengan mengubah *symmetric airfoil* 0018 menjadi *asymmetric airfoil* 2218 mengalami peningkatan sebesar 15%.
3. Peningkatan nilai maksimum *cambered airfoil* dapat meningkatkan maksimum koefisien *lift* serta memperlamban efek *stall* yang terjadi pada *airfoil*. Dengan meningkatkan *cambered airfoil* 2% hingga 8%, nilai maksimum koefisien *lift* serta maksimum sudut serang yang mampu dicapai semakin meningkat dari 1,62 dan 17° hingga 2,07 dan 21°.
4. Peningkatan nilai posisi maksimum *cambered airfoil* mengakibatkan terjadinya fluktuasi pada nilai maksimum koefisien *lift* yang dicapai dan perlambanan efek *stall* yang terjadi. Posisi maksimum *cambered airfoil* terbaik didapatkan pada 60% *chord* dengan nilai maksimum koefisien *lift* dan maksimum sudut serang yang dapat dicapai sebesar 1,57 dan 18°.
5. Peningkatan nilai maksimum *relative thickness airfoil* menghasilkan peningkatan pada nilai maksimum koefisien *lift* dengan maksimum nilai ketebalan sebesar 22. Ketebalan

diatasnya akan memberikan efek penurunan nilai maksimum koefisien *lift*. Tetapi efek *stall* terbaik didapatkan pada ketebalan 26 dengan maksimum sudut serang yang dapat dicapai sebesar  $19^\circ$ .

6. Pengurangan nilai posisi maksimum *relative thickness airfoil* dapat meningkatkan nilai maksimum koefisien *lift* serta sudut serang yang mampu dicapai *airfoil* sebelum mengalami *stall*. Nilai posisi maksimum *relative thickness* terbaik didapatkan pada 20,5% *chord* dengan nilai maksimum koefisien *lift* dan sudut serang yang mampu dicapai masing-masing sebesar 2,107 dan  $20^\circ$ .
7. Pemasangan *airfoil* jenis *asymmetric* dengan seri 8626 pada rotor turbin memiliki power yang lebih rendah jika dibandingkan dengan rotor yang menggunakan *symmetric airfoil* dengan seri 0018. Efisiensi yang dihasilkan dari rotor *asymmetric* hanya sebesar 5% saat menggunakan mekanisme *passive variable pitch*. Sedangkan pada rotor *symmetric* dapat mencapai 23% nilai efisiensi yang bisa dicapai dengan menggunakan mekanisme *passive variable pitch*.

## 5.2 Saran

Beberapa saran yang perlu dipertimbangkan untuk penelitian selanjutnya adalah :

1. Perlu dilakukan rancang bangun dan eksperimen menggunakan rotor tubin hasil dari penelitian ini pada variasi kecepatan yang sama dan atau lebih tinggi.
2. Perlu dilakukan simulasi dengan menggunakan *software* yang berbeda untuk mengetahui pola aliran yang dihasilkan serta efek aerodinamik secara 3 dimensi.
3. Perlu dilakukan penyesuaian mekanisme *variable pitch* untuk dapat menentukan sudut serang terbaik selama blade berputar sehingga dapat menghasilkan performansi yang lebih baik.

## DAFTAR PUSTAKA

- Bhutta, M. M. A. et al., 2012. Vertical Axis Wind Turbine - A Review of Various Configurations and Design Techniques. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, Volume 16, pp. 1926-1939.
- Coiro, D. P., Marco, D., Nicolosi, F., Melone, S., Montella, F. 2005. Dynamic Behaviour of The Patented Kobold Tidal Current Turbine: Numerical and Experimental Aspects. *Acta Polytechnica*, 45(3), 77-84.
- Dongli, M., Yanping, Z., Yuhang, Q. & Guanxiong Li. 2015. Effects of Relative Thicknes on Aerodynamic Characteristics of Airfoil at a Low Reynold Number. *Chinese Journal of Aeronautics*, 28 (4) : 1003-1005.
- Hantoro, R., Utama, I. K. A. P., Erwandi, and Sulisetyono, A. 2011. An Experimental Investigation Of Passive Variable Pitch Vertical-Axis Ocean Current Turbine. *ITB J. Eng. Sci.*, Vol. 43, No. 1, 2011, 27-40.
- Khalid, S. S., Liang, Z., Qi-hu, S., Xue., Zhang. 2013. Difference between Fixed and Variable Pitch Vertical Axis Tidal Turbine- Using CFD Analysis in CFX. *Research Journal of Applied Sciences, Engineering and Technology* 5(1), 319-325.
- Khan, M., Bhuyan, G., Iqbal, M. & Quaicoe, J., 2009. Hydrokinetic Energy Conversion System and Assesment of Horizontal and Vertical Axis Turbine for River and Tidal Application: A Technology Status Review. *Applied Energy*, Volume 86, pp. 1823-1835.
- Kirke, B. And Lazauskas, L. 2008. Variable Pitch Dariieus Water Turbines. *Journal of Fluid Science and Technology*, Vol. 3, No.3, 2008.

- Lubis, S. & Yuningsih, A., 2011. Pusat Penelitian dan Pengembangan Geologi Kelautan.
- Marten, D. & Wendler, J. 2013. Qblade Guidelines.
- Munson, B. R., Young, D. F., and Okishi, T. H. 2002. Fundamentals of Fluid Mechanics (4<sup>th</sup> Edition). Iowa State University, USA.
- Paraschivoiu, I. 2002. Wind Turbine Design with Emphasis on Darrieus Concept. Polytechnic International Press.
- Setiaji, Akhmad, S., *Studi Numerik Dan Eksperimental Performansi Turbin Vertikal Axis Arus Air dengan Variasi Seri Airfoil Dan Panjang Chord*. Tugas Akhir Jurusan Teknik Fisika, Institut Teknologi Sepuluh Nopember, Surabaya, 2011.
- Sheldhal, R. E. & Klimas, P. C. 1981. Aerodynamic Characteristics of Seven Symmetrical Airfoil Sections Through 180-Degree Angel of Attack for Use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbin. Sandia National Laboratories.
- Susilo, 2014. Simulasi Mekanisme Passive-Pitch dengan Flapping Wing pada Turbin Vertikal Aksis Arus Sungai Jenis Darrieus Straight-Blade Berbasis CFD, Surabaya: s.n.
- Twidell, J., Weir, T. 2006. Renewable Energy Resouce 2nd edition. London and New York: Taylor & Francis.
- W.A Timmer. 2008. Two Dimensional Low-Reynold Number wind tunnel result for airfoil NACA 0018. Faculty of Aerospace Engineering - Delft University of Technology, Netherland.
- Zhao, L. & Liu Ming. Aerodynamic Characteristics of Asymmetric Airfoil Blade Small Vertical Axis Wind Turbines. The Open Mechanical Engineering Journal, 8, 750-753.

Zobaa A. F., Bansal R. C. 2011. Handbook of Renewable Energy Technology. USA: World Scientific Publishing Co. Pte. Ltd.

Halaman ini sengaja dikosongkan

## LAMPIRAN

**Tabel 1 Nilai Maksimum Koefisien Lift Perubahan Maksimum  
Camber Airfoil**

2218		8218		0018		6218		4218	
AoA	cl	AoA	Cl	AoA	cl	AoA	cl	AoA	cl
0	0,200147	0	0,739378	0	-1,4E-09	0	0,578107	0	0,403992
1	0,315449	1	0,825227	1	0,115845	1	0,681587	1	0,503636
2	0,430038	2	0,917448	2	0,231502	2	0,782145	2	0,610253
3	0,53829	3	1,01189	3	0,346728	3	0,880029	3	0,715906
4	0,645956	4	1,10251	4	0,458723	4	0,969257	4	0,821
5	0,752641	5	1,18939	5	0,5662	5	1,0579	5	0,920812
6	0,857321	6	1,27199	6	0,67157	6	1,15004	6	1,01718
7	0,959715	7	1,35005	7	0,773929	7	1,23815	7	1,10242
8	1,0587	8	1,42203	8	0,872934	8	1,32184	8	1,1949
9	1,14997	9	1,49803	9	0,967186	9	1,4004	9	1,28339
10	1,23775	10	1,56983	10	1,05581	10	1,47497	10	1,36221
11	1,32545	11	1,63822	11	1,12969	11	1,55125	11	1,44634
12	1,40717	12	1,70327	12	1,20159	12	1,62324	12	1,52408
13	1,47855	13	1,7657	13	1,2675	13	1,69082	13	1,59359
14	1,53865	14	1,82567	14	1,3236	14	1,75536	14	1,66372
15	1,58419	15	1,88416	15	1,36904	15	1,82311	15	1,72255
16	1,61239	16	1,94672	16	1,39799	16	1,87562	16	1,7843
17	1,62316	17	1,99293	17	1,41705	17	1,92272	17	1,83547
18	1,61104	18	2,02663	18	1,41176	18	1,9651	18	1,87372
19	1,57514	19	2,0416	19	1,39094	19	1,99924	19	1,89448
20	1,51093	20	2,05401	20	1,3319	20	2,00519	20	1,88119
21	1,43403	21	2,06925	21	1,29457	21	2,01614	21	1,83503
22	1,3735	22	2,03265	22	1,25639	22	2,00001	22	1,73139
23	1,33868	23	2,02214	23	1,22337	23	1,96092	23	1,59526
24	1,32059	24	1,94751	24	1,20828	24	1,89034	24	1,49614

Tabel 1 (lanjutan)

2218		8218		0018		6218		4218	
AoA	cl	AoA	Cl	AoA	cl	AoA	cl	AoA	cl
25	1,31899	27	1,61992	25	1,19826	25	1,7592	25	1,45132
26	1,31884	28	1,62988	26	1,1961	26	1,64281	26	1,42994
27	1,32195	29	1,57741	27	1,18032	27	1,58899	27	1,42187
28	1,3266	30	1,54263	28	1,18072	28	1,53495	28	1,41774
29	1,33505			30	1,01591	29	1,5057	29	1,42215
30	1,34086					30	1,49857	30	1,42878



**Tabel 2 Nilai Maksimum Koefisien Lift Perubahan Posisi Maksimum Camber Airfoil**

2218		2818		0018		2618		2418	
AoA	cl	AoA	cl	AoA	cl	AoA	cl	AoA	cl
0	0,200147	0	0,316239	0	-1,4E-09	0	0,253254	0	0,219894
1	0,315449	1	0,429547	1	0,115845	1	0,36752	1	0,335005
2	0,430038	2	0,541868	2	0,231502	2	0,481001	2	0,449565
3	0,53829	3	0,652201	3	0,346728	3	0,593422	3	0,563344
4	0,645956	4	0,759407	4	0,458723	4	0,704446	4	0,67608
5	0,752641	5	0,860441	5	0,5662	5	0,812988	5	0,787404
6	0,857321	6	0,957423	6	0,67157	6	0,909099	6	0,893862
7	0,959715	7	1,05211	7	0,773929	7	0,995537	7	0,992206
8	1,0587	8	1,14218	8	0,872934	8	1,07954	8	1,08342
9	1,14997	9	1,22735	9	0,967186	9	1,16132	9	1,16091
10	1,23775	10	1,30664	10	1,05581	10	1,23743	10	1,23729
11	1,32545	11	1,37894	11	1,12969	11	1,3074	11	1,306
12	1,40717	12	1,44481	12	1,20159	12	1,37236	12	1,3669
13	1,47855	13	1,50415	13	1,2675	13	1,42927	13	1,41855
14	1,53865	14	1,5518	14	1,3236	14	1,47818	14	1,46259
15	1,58419	15	1,59043	15	1,36904	15	1,51568	15	1,4971
16	1,61239	16	1,62103	16	1,39799	16	1,54497	16	1,51924
17	1,62316	17	1,63876	17	1,41705	17	1,566	17	1,52901
18	1,61104	18	1,63002	18	1,41176	18	1,57248	18	1,52561
19	1,57514	19	1,61987	19	1,39094	19	1,55103	19	1,50523
20	1,51093	20	1,57645	20	1,3319	20	1,5332	20	1,48117
21	1,43403	21	1,53108	21	1,29457	21	1,48723	21	1,4481
22	1,3735	22	1,49168	22	1,25639	22	1,45313	22	1,41801
23	1,33868	23	1,44744	23	1,22337	23	1,42137	23	1,39135
24	1,32059	24	1,42962	24	1,20828	24	1,39239	24	1,37462
25	1,31899	25	1,41633	25	1,19826	25	1,3817	25	1,36077
26	1,31884	26	1,40942	26	1,1961	26	1,37137	26	1,35621
27	1,32195	27	1,40099	27	1,18032	27	1,36718	27	1,35389
28	1,3266	28	1,39822	28	1,18072	28	1,36313	28	1,35227
29	1,33505	29	1,39416	30	1,01591	29	1,3689	29	1,35422
30	1,34086	30	1,36091			30	1,34702	30	1,35333

**Tabel 3 Nilai Maksimum Koefisien Lift Perubahan Maksimum Thickness Airfoil**

8626		8622		8620		8624		8618	
AoA	cl	AoA	cl	AoA	cl	AoA	cl	AoA	cl
0	0,641897	0	0,741222	1	0,886841	0	0,693109	0	0,829819
1	0,742206	1	0,840865	2	0,984671	1	0,792882	1	0,929564
2	0,839676	2	0,939249	3	1,07888	2	0,890848	2	1,0267
3	0,935518	3	1,03453	4	1,17116	3	0,986495	3	1,12089
4	1,02871	4	1,12669	5	1,26153	4	1,0794	4	1,21305
5	1,1191	5	1,2168	6	1,34971	5	1,16947	5	1,30296
6	1,20676	6	1,30513	7	1,43528	6	1,25733	6	1,39063
7	1,29242	7	1,3913	8	1,51843	7	1,34336	7	1,47603
8	1,37614	8	1,47441	9	1,59919	8	1,42726	8	1,55939
9	1,45681	9	1,55507	10	1,67772	9	1,50767	9	1,64038
10	1,53432	10	1,63316	11	1,75301	10	1,5854	10	1,71833
11	1,60911	11	1,70867	12	1,80117	11	1,66067	11	1,77893
12	1,68113	12	1,77643	13	1,83929	12	1,73307	12	1,81515
13	1,74269	13	1,8179	14	1,86814	13	1,78348	13	1,8438
14	1,77906	14	1,85234	15	1,88745	14	1,82049	14	1,86373
15	1,81659	15	1,87798	16	1,89677	15	1,85006	15	1,875
16	1,84	16	1,89646	17	1,89757	16	1,87428	16	1,87858
17	1,85606	17	1,90157	18	1,89305	17	1,88789	17	1,87891
18	1,86785	18	1,90232	20	1,86815	18	1,89213	18	1,8748
19	1,86823	19	1,89337	21	1,85753	19	1,88914	20	1,86138
20	1,86676	20	1,88057	22	1,84972	20	1,88236	21	1,85246
21	1,86352	21	1,86773	23	1,84131	21	1,87198	22	1,84417
22	1,85529	22	1,85727	24	1,8342	22	1,86263	23	1,83797
23	1,85132	23	1,8473	25	1,82891	23	1,852	24	1,83069
24	1,84767	24	1,84074	26	1,8247	24	1,84616	25	1,81806
25	1,84174	25	1,8328	27	1,82014	25	1,84031	26	1,81635
26	1,84112	26	1,83021	28	1,81269	26	1,83696	27	1,80529
27	1,83917	27	1,82669	29	1,80981	27	1,82994	28	1,80082
28	1,83459	28	1,823	30	1,80611	28	1,82931	29	1,78945
29	1,83613	29	1,81822			29	1,82894	30	1,78681
30	1,83646	30	1,8166			30	1,82695		

**Tabel 4 Nilai Maksimum Koefisien Lift Perubahan Posisi  
Maksimum Thickness Airfoil**

8618 B		8618 E		8618 A		8618 D		8618 C	
AoA	cl	AoA	cl	AoA	cl	AoA	cl	AoA	cl
0	0,843373	0	0,874758	0	0,829819	0	0,866035	0	0,856771
1	0,943775	1	0,976606	1	0,929564	1	0,967424	1	0,957401
2	1,04226	2	1,07715	2	1,0267	2	1,06723	2	1,05641
3	1,13786	3	1,17545	3	1,12089	3	1,16476	3	1,15368
4	1,23052	4	1,27193	4	1,21305	4	1,26042	4	1,24857
5	1,32123	5	1,36155	5	1,30296	5	1,35378	5	1,33977
6	1,41002	6	1,43076	6	1,39063	6	1,44342	6	1,42875
7	1,49619	7	1,49978	7	1,47603	7	1,52132	7	1,51523
8	1,57969	8	1,5696	8	1,55939	8	1,58647	8	1,59891
9	1,6605	9	1,63871	9	1,64038	9	1,6509	9	1,66315
10	1,73043	10	1,70442	10	1,71833	10	1,71538	10	1,72437
11	1,78262	11	1,7677	11	1,77893	11	1,77722	11	1,78229
12	1,82959	12	1,82877	12	1,81515	12	1,83549	12	1,83669
13	1,87008	13	1,88532	13	1,8438	13	1,88764	13	1,88593
14	1,90261	14	1,9355	14	1,86373	14	1,93838	14	1,9294
15	1,92549	15	1,97861	15	1,875	15	1,98194	15	1,96569
16	1,93735	16	2,01981	16	1,87858	17	2,04526	16	1,99273
17	1,93899	17	2,05661	17	1,87891	18	2,05887	17	2,00756
18	1,93347	18	2,0835	18	1,8748	19	2,06557	18	2,00659
20	1,90537	19	2,1009	20	1,86138	20	2,05386	19	1,99575
21	1,88849	20	2,1072	21	1,85246	21	2,03335	20	1,97662
22	1,8746	21	2,10397	22	1,84417	22	2,00426	21	1,95109
23	1,8607	22	2,09347	23	1,83797	23	1,96994	22	1,92556
24	1,84729	23	2,07517	24	1,83069	24	1,93352	23	1,90179
26	1,82696	24	2,04928	25	1,81806	25	1,90171	24	1,88018
27	1,81666	25	2,01669	26	1,81635	26	1,87273	25	1,86082
28	1,80716	26	1,97562	27	1,80529	27	1,84904	26	1,84279
29	1,80274	27	1,92617	28	1,80082	28	1,83065	27	1,82502
30	1,79363	28	1,88433	29	1,78945	29	1,81769	28	1,81857
		29	1,85454	30	1,78681	30	1,80932	29	1,81142
		30	1,83469					30	1,8018

Halaman ini sengaja dikosongkan

## BIODATA PENULIS



Penulis dilahirkan di Kota Gresik, Jawa Timur pada tanggal 19 Nopember 1994. Anak sulung dari 2 bersaudara dan berdomisili di Gresik. Penulis menempuh pendidikan di MINU Banin Manyar, Gresik (Tahun Ajaran 2000 s.d. 2006), Sekolah Menengah Pertama Negeri 1 Gresik (Tahun Ajaran 2006 s.d. 2009), Sekolah Menengah Atas Negeri 1 Gresik (Tahun Ajaran 2009 s.d. 2012), dan Program Studi S-1 Teknik Fisika di Fakultas Teknologi Industri - Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya (Tahun Ajaran 2012 s.d. 2017). Pengalaman sebagai *Internship Program Applicant* di PT. YTL JAWA TIMUR (PLTU Paiton) selama 2 bulan dengan mengambil studi kasus *Desain Filtered Water Tank Human Machine Interface Pada Water Treatment Plant Berbasis DCS Siemens SPPA T-3000 di PT. YTL Jawa Timur–Paiton*. Bidang Minat yang difokuskan oleh Penulis adalah di bidang Energi Baru Terbarukan dan Instrumentasi. Penulis berharap semoga laporan tugas akhir ini dapat menambah wawasan yang bermanfaat bagi perkembangan sains dan kemandirian energi baru terbarukan di Indonesia. Penulis dapat dihubungi via *e-mail* di [nachrulirfan@gmail.com](mailto:nachrulirfan@gmail.com).